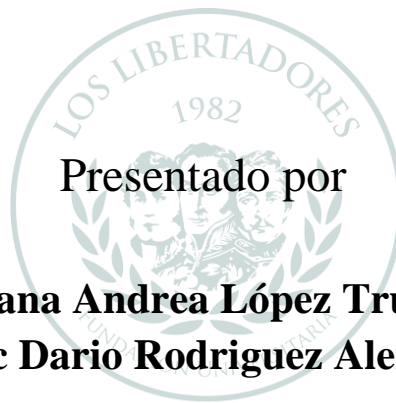


---

# **Diseño conceptual de una aeronave commuter para aterrizajes y despegues cortos**

---



Presentado por

**Dayana Andrea López Trujillo**  
**Eric Dario Rodríguez Alemán**

**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

**Fundación Universitaria Los Libertadores**  
Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas  
Programa de Ingeniería Aeronáutica  
Bogotá D.C, Colombia



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

---

# **Diseño conceptual de una aeronave commuter para aterrizajes y despegues cortos**

---

Título de  
**Ingeniero Aeronáutico**

*Dirigida por*

**Pedro David Bravo Mosquera**  
*Codirector*

**John Jairo Vaca Rios**

**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

*Presentada a*

Programa de Ingeniería Aeronáutica  
Fundación Universitaria Los Libertadores  
Bogotá D.C, Colombia.



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

## Notas de aceptación

---

---

---

---

---

---



\_\_\_\_\_  
Firma del presidente del jurado

**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

\_\_\_\_\_  
Firma del jurado

\_\_\_\_\_  
Firma del jurado

Bogotá DC, Febrero de 2019.



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente



# LOS LIBERTADORES

## FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

## Dedicatoria

En primer lugar a Dios y a la vida por permitirnos estar aquí, de poder seguir luchando por todos mis sueños, por enseñarnos que nada es imposible y que todo lo podemos lograr si nos lo proponemos y luchamos por ello. Dedicamos este proyecto a nuestros padres: a nuestras madres, que nos han brindado su apoyo incondicional durante toda nuestra vida y por supuesto en nuestro periodo universitario, por ser nuestro pilar más importante para seguir adelante y luchar para conseguir nuestros proyectos. A nuestros padres: los cuales nos guiaron y aconsejaron, siempre pensando en lo mejor para nosotros, con el fin de que pudiéramos culminar nuestra carrera profesional. A nuestros hermanos que nos inspiran a ser mejores profesionales y de los cuales aprendemos cada día. A cada miembro familiar que hizo parte de nuestro desarrollo profesional, que de una u otra manera nos apoyaron para estudiar. A nuestras familias en general, gracias por permitirnos ser parte de las primeras generaciones, que tuvieron la oportunidad de llegar a ser profesionales, lo hacemos por ustedes, por permitir ver a nuestra familia cada generación mucho más preparada y con oportunidades más amplias de crecimiento y aprendizaje. A nuestros compañeros de universidad que nos acompañaron durante toda la carrera y que esperamos seguir viendo en la industria aeronáutica. Finalmente a nuestros profesores que nos brindaron su tiempo, dedicación y voluntad al compartir sus conocimientos y sabiduría para nuestro desarrollo como profesionales.

**Dayana Andrea López Trujillo y Eric Dario Rodríguez Alemán.**

LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA





# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

# Agradecimientos

Agradezco a Dios y a la vida por presentarme tantas oportunidades y experiencias en el momento justo, que me han hecho llegar hasta donde estoy ahora y me han hecho la persona que soy. A mi madre Ercilia, que es mi ser más preciado y la cual es mi admiración y ejemplo de mujer a seguir; que me inspira a seguir luchando cada día más, para llegar a ser una profesional y gracias a ello poder brindarle en un próximo futuro, lo mejor del mundo. Te mereces lo mejor y quiero verte siempre feliz, todo lo que hago lo hago por ti; Te amo. A mi padrastro Miguel, por permanecer siempre junto a mí desde pequeña, por hacerme admirar el mundo de la aviación; por inspirar y guiarme con sus sabios consejos, a estudiar y hacerme una mejor profesional con grandes visiones. A mi padre Leonardo, porque a pesar de la distancia, me apoyó en gran parte de mi educación. A mis hermanos, Duvan y Astrid, a quienes amo como si fueron mis hijos, los cuales son mi inspiración, y a los cuales les deseo siempre lo mejor y que sin importar las adversidades, luchen por sus sueños y lleguen mucho más alto que yo. A Andrés, un gran ingeniero que admiro mucho, gracias por ser esa persona que me inspira a llegar más alto cada día, y que me alienta para darme cuenta que soy capaz de lograr lo que me propongo, cuando no lo veo con facilidad; gracias por brindarme durante los últimos años un compañero de vida, con el cual he podido compartir mis proyectos y junto con el cual me siento segura de seguirlo haciendo y así seguirlos logrando; Te amo. A mi tío Cristian por apoyarme tanto durante toda mi carrera, por guiarme en cada nuevo paso que iba tomando, gracias por confiar en mí y por desearme siempre lo mejor. A mis profesores de pregrado, en especial al Ing John Vaca y al Ing. Pedro Bravo, los cuales nos guiaron a mi compañero Eric y a mí en todo el desarrollo de este proyecto. Al Ing. Vaca gracias por durante la carrera haberme compartido sus conocimientos, usted es un gran profesor de admirar. Finalmente pero no menos importante a Eric, mi compañero de proyecto de grado, muchas gracias por estar conmigo casi toda la carrera, por confiar y compartir conmigo grandes experiencias, no solo universitarias sino también de una gran amistad. Te admiro y espero seguir compartiendo la vida contigo, como amiga y profesional.

**Dayana Andrea López Trujillo**

Le doy gracias a Dios por darme salud y vida para poder llegar hasta esta etapa de mi vida, por darme la sabiduría para poder escoger los mejores caminos en mi vida profesional y por siempre abrirme las puertas en las oportunidades que me han traído hasta acá, a mi madre Esperanza por ser mi inspiración y mi fortaleza para afrontar todos mis retos, por siempre brindarme su ayuda, apoyo, amor y energía en el día a día y en todo mi proceso, a mi padre Dario y a mis dos hermanas Danna y Nataly quienes siempre me acompañaron en los buenos y malos momentos y me brindaron siempre su apoyo y cariño, siempre motivándome a alcanzar mis sueños y metas, a mis docentes quienes siempre me guiaron en el proceso y me dieron las mejores herramientas tanto en mi formación personal y profesional, a mis compañeros de estudio y trabajo por brindarme su compañía y amistad para poder afrontar los retos profesionales, en especial a mi compañera Andrea a quien le tengo gran admiración por ser una gran mujer y futura ingeniera además de brindarme su compañía y con quien pude vivir los mejores momentos de mi carrera y aspiro que sean muchos más.

**Eric Darío Rodríguez Alemán**



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

# Índice general

Resumen .....	18
Abstract .....	19
<b>Capítulo 1</b> .....	21
Introducción.....	21
<b>Capítulo 2</b> .....	23
Planteamiento del problema .....	23
2.1.    Objetivos.....	25
2.1.1.    Objetivo General .....	25
2.1.2.    Objetivos Específicos .....	25
<b>2.2</b> <b>Justificación</b> .....	27
<b>Capítulo 3</b> .....	29
Marco Teórico .....	29
<b>3.1.</b> <b>Estado del arte</b> .....	32
<b>Capítulo 4</b> .....	36
Metodología aplicada .....	36
<b>4.1.</b> <b>Etapas de diseño</b> .....	37
<b>4.2.</b> <b>Estudio de mercado y realización de <i>Baseline</i></b> .....	38
<b>4.2.1.</b> <b>Realización de <i>Baseline</i></b> .....	38
<b>Capítulo 5</b> .....	41
<b>Análisis y Resultados</b> .....	41
<b>5.1.</b> <b>Bases de Certificación</b> .....	41
<b>5.2.</b> <b>Perfil de misión</b> .....	42
<b>5.3.</b> <b>Estimación de pesos</b> .....	44
<b>5.4.</b> <b>Análisis de restricciones</b> .....	47
<b>5.5.</b> <b>Selección del motor</b> .....	48
<b>5.6.</b> <b>Aspectos Aerodinámicos</b> .....	50
<b>5.7.</b> <b>Selección de tren de aterrizaje</b> .....	55
<b>5.8.</b> <b>Análisis de desempeño</b> .....	57
<b>5.9.</b> <b>Consideraciones finales y CAD conceptual</b> .....	62
<b>5.10.</b> <b>Análisis de costos</b> .....	64

5.10.1. Número de horas-hombre requeridas .....	64
5.10.2. Cálculo de costos .....	66
Capítulo 6.....	74
Conclusiones y Recomendaciones .....	74
Bibliografía.....	59
Apéndice A.....	63
Primer Apéndice .....	63

## Índice de figuras

Figura 1. Diagrama de flujo para el diseño de la aeronave VULTUR .....	30
Figura 2. Baseline aronaves commuter.....	39
Figura 3. Perfiles de misión establecidos para la aeronave VULTUR.....	43
Figura 4. Diagrama de restricciones VULTUR .....	48
Figura 5. Eficiencia de la hélice vs razón de avance .....	50
Figura 6. Coeficientes aerodinámicos de perfiles.....	52
Figura 7. Configuraciones de fuselaje .....	54
Figura 8. Ejemplo tren de aterrizaje Bombardier Dash-8. <a href="http://www.smartcockpit.com/docs/Q400-Landing_Gear_1.pdf">http://www.smartcockpit.com/docs/Q400-Landing_Gear_1.pdf</a> - Revisado 02-ene-2019 [En línea] .....	56
Figura 9. Curvas de potencia.....	58
Figura 10. Velocidad para máxima eficiencia aerodinámica .....	58
Figura 11. Curvas de potencia.....	59
Figura 12. Curvas de razón de ascenso .....	60
Figura 13. Diagrama V-N .....	61
Figura 14. CAD, planos y render de la aeronave VULTUR .....	63
Figura 15. Costo unitario vs unidades producidas .....	72

## Índice de tablas

Tabla 1. Requerimientos de desempeño .....	24
Tabla 2. Requerimientos de dimensionamiento.....	24
Tabla 3. Requerimientos Aerodinámicos.....	24
Tabla 4. Requerimientos Estructurales .....	24
Tabla 5. Artículos y palabras claves .....	32
Tabla 6. Datos peso de carga paga.....	44
Tabla 7. Fracciones de peso de combustible .....	46
Tabla 8. Requerimientos de diseño para diagrama de restricciones.....	47
Tabla 9. Desempeño entre motores de la misma categoría.....	49
Tabla 10. Características del diseño del ala de la aeronave VULTUR .....	53
Tabla 11. Características geométricas del empenaje de la aeronave VULTUR.....	54
Tabla 12. Distancias de despegue y aterrizaje a diferentes variables.....	60
Tabla 13. Comparación de parámetros con aeronaves elegidas en el baseline .....	62
Tabla 14. Análisis de costos .....	63



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

# Abreviaturas

**AG** Algoritmo Genético (*Genetic Algorithm*)

**CAD** Diseño Asistido por Computadora (*Computer-aided design*)

**CFD** Dinámica de Fluidos Computacional (*Computational Fluid Dynamics*)

**C.G** Centro de Gravedad (*Gravity Center*)

**FAA** Administración Federal de Aviación (*Federal Aviation Administration*)

**FAC** Fuerza Aérea Colombiana

**FAR** Reglamento Federal de Aviación (*Federal Aviation Regulations*)

**Ft** Pie (*Foot*)

**FULL** Fundación Universitaria Los Libertadores

**Kg** Kilogramo (*Foot*)

**kW** Kilovatio (*Kilowatt*)

**m** Metro (*Meter*)

**MTOW** Peso Máximo de despegue (*Maximum Take-Off Weight*)

**MSL** Nivel Medio del Mar (*Means Sea Level*)

**PARSEC** Esquema de parametrización (*Parametric Section*)

**STOL** Despegue y aterrizaje corto (*Short Take Off and Landing*)

**RAC** Reglamento Aeronáutico Colombiano

**VLM** Método de *Vortex Lattice* (*Vortex Lattice Method*)

$W_c$  Peso de la tripulación (*Crew Weight*)

$W_e$  Peso Vacío (*Empty Weight*)

$W_p$  Carga Paga (*Payload Weight*)

$W_f$  Peso de combustible (*Fuel Weight*)



LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA





# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

## Resumen

En el presente proyecto se desarrolla el diseño conceptual de una aeronave regional o *commuter* tipo STOL (*Short Take-Off and Landing*), para despegues y aterrizajes cortos, cuya misión principal será realizar misiones militares y civiles como por ejemplo, transporte de pasajeros y carga, paracaidismo, operaciones tácticas, entre otras, dentro del territorio colombiano. El diseño de esta aeronave responde a la convocatoria del Primer Concurso de Diseño Aeronáutico de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC).

En el proceso de diseño conceptual fueron utilizadas metodologías y procedimientos de diseño clásicas, así como nuevos algoritmos de diseño basados en métodos analíticos, los cuales sirvieron para evaluar y optimizar la aeronave en ciertos aspectos, con el fin de que el diseño fuera semejante a los requisitos de diseño, misión, estándares de aeronavegabilidad y de certificación aplicables a la categoría de la aeronave y a los solicitados por la FAC.

También como parte del diseño conceptual, fueron considerados y evaluados los principales parámetros geométricos, aerodinámicos y de rendimiento de la aeronave a través de métodos de diseño teórico/analítico y diseño asistido por computador (CAD). Se desarrollaron especificaciones de desempeño las cuales se compararon con aeronaves de categoría similar, con el fin de justificar, hallar y determinar las ventajas del presente diseño. El avance en cada fase del proceso de diseño se representa en este documento mediante tablas y diagramas, permitiendo su fácil comprensión. (Rodríguez et al (2018). Diseño conceptual y preliminar de una aeronave tipo STOL - VULTUR).

El resultado del diseño aquí propuesto se espera, pueda cumplir con los requisitos de diseño conceptual estipulados por la Fuerza Aérea Colombiana (FAC); con el fin de que este mismo sea base para que se puedan desarrollar futuros análisis que hacen parte del diseño preliminar de la aeronave. (Rodríguez et al, 2018).

**Palabras claves:** Aeronave STOL; Misiones Militares, Diseño Conceptual, Requerimientos de diseño.

## Abstract

In the present project the conceptual design of a regional aircraft or commuter type STOL (Short Take-Off and Landing) is developed, for short take-offs and landings, whose main mission will be to carry out military and civil missions, such as, passenger transport and cargo, parachuting, tactical operations, among others., within the Colombian territory. The design of this aircraft responds to the call of the First Contest of Aeronautical Design of the Colombian Air Force (FAC).

In the conceptual design process, classic design methodologies and procedures were used, as well as new design algorithms based on analytical methods, which served to evaluate and optimize the aircraft in certain aspects, so that the design was similar to the design, mission, airworthiness standards and certification requirements applicable to the category of the aircraft and those requested by the FAC.

Also, as part of the conceptual design, the main geometrical, aerodynamic and performance parameters of the aircraft were considered and evaluated through theoretical / analytical design methods and computer-aided design (CAD). Performance specifications were developed which were compared with similar category aircraft, in order to justify, find and determine the advantages of the present design. The progress in each phase of the design process is represented in this document through tables and diagrams, allowing easy understanding. (Rodríguez et al, 2018).

The result of the design proposed here is expected, can meet the conceptual design requirements stipulated by the Colombian Air Force (FAC); in order that this same one is base so that future analyzes that are part of the preliminary design of the aircraft can be developed. (Rodríguez et al, 2018).

**Keywords:** STOL aircraft; Military Missions, Conceptual Design, Design Requirements.



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

# Capítulo 1

## Introducción

Este proyecto hace parte de los cuatro grupos de trabajo de grado que conforman el proyecto global en la participación del concurso realizado por la FAC los cuales están centrados en optimización del perfil, análisis computacional, diseño de fuselaje de la aeronave y el presente proyecto encargado de la realización del diseño conceptual recopilando la información de demás trabajos de grado referenciados, para realizar los respectivos análisis aerodinámicos y de desempeño de la aeronave.

Recordando que este proyecto responde al concurso de diseño de la FAC, se desea resaltar que esta entidad gubernamental, tiene la labor de ejercer, mantener y defender el dominio del espacio aéreo colombiano (Reviera et al, 2010); por lo cual una de sus principales misiones es de transporte carga y soldados para operaciones tácticas sobre todo el territorio nacional. Sin embargo, la geografía colombiana es muy diversa y no todos los territorios (como zonas remotas), en las cuales se requiera este tipo de misiones, están adecuadas para el despegue y aterrizaje de aeronaves.

Actualmente en Colombia, operan aeronaves *commuter* los cuales son modelos antiguos y están caracterizados por los altos costos operacionales y de mantenimiento; es por ello que se ha mostrado un gran crecimiento en los últimos años en el diseño y fabricación de este tipo de aeronaves, debido a que los modelos actuales han sido diseñados con base a las nuevas tecnologías de aeronaves más grandes de aviación general o aeronaves de servicio público (Galloy, 1997). Uno de los cambios que ha realizado la FAC respecto a la modernización de sus aeronaves, es implementar proyectos en los cuales se invierta en investigación y diseño, lo cual a su vez permite el incentivo a la investigación nacional y la reducción de adquisición de aeronaves extranjeras. En ese orden de ideas, es notorio que una aeronave de esta categoría, con un diseño nacional y que se ajuste a la operación actual, sea requerido dentro de la flota de la FAC.

En el presente proyecto de grado, se presenta el diseño conceptual de una aeronave militar de transporte táctico llamada VULTUR en honor al nombre científico del cóndor de los Andes, cuyos requerimientos se basan en las necesidades que se deben suplir para diferentes misiones militares como lo son el transporte de carga o pasajeros y actividades de paracaidismo; de igual forma evaluar los requisitos específicos de diseño establecidos por la FAC. Como se mencionó anteriormente, se desea poder tener una fase de optimización de la aeronave y su misión, por medio del planteamiento de características geométricas, aerodinámicas y de desempeño de la misma, además de reducir sus costos operacionales y de fabricación.



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

## Capítulo 2

### Planteamiento del problema

La Fuerza Aérea Colombiana realiza misiones tanto de transporte como de operaciones tácticas en el territorio nacional. Para estándares regionales se tienen necesidades respecto al acceso a pistas no preparadas en zonas remotas, lanzamiento de carga y personas en paracaídas. Los cambios que ha venido realizando esta fuerza respecto a modernización de sus aeronaves es el de implementar proyectos en los cuales se invierta en la investigación y el diseño nacional con el fin de disminuir la adquisición de aeronaves del exterior e incrementar la investigación nacional.

Debido a esto la FAC planteó unos requisitos de diseño en los que requería diferentes especificaciones, como estándares de aeronavegabilidad aplicables para aeronaves categoría *commuter* a lo cual se debió realizar una investigación detallada con el fin de derivar los problemas más importantes que podrá tener la aeronave VULTUR operando sobre el territorio colombiano llegando a la conclusión de que el acceso las zonas remotas mencionadas (departamentos de Chocó, Vaupés, Vichada, Guainía, entre otros) es el problema que más afectaría a la aeronave, esto debido a las condiciones geográficas y meteorológicas además por tener aeropuertos con pistas no preparadas.

Las aeronaves *commuter* o regionales son reconocidas por tener una menor necesidad de pista para aterrizaje y despegue. Es decir, más facilidad al momento de ingresar en zonas de difícil acceso. Por lo anterior, estas aeronaves han demostrado un importante crecimiento en los últimos años, debido a que han evolucionado a partir de aeronaves de aviación general más grandes o aeronaves de servicio público, Galloy (1997).

Por los anteriores factores y beneficios presentados, se evidencia la importancia de la Fuerza Aérea por tener una aeronave e esta categoría dentro de su flota. Esta es la razón por la cual se desea desarrollar el Diseño Conceptual de la misma, con el fin de satisfacer las necesidades y requerimientos emitidos por la FAC.

Como se indicó anteriormente la FAC propuso una serie de aspectos a cumplir en el diseño conceptual y preliminar de la aeronave, Para mayor entendimiento de los requerimientos de diseño, se clasificaron en cuatro grupos, requisitos de desempeño (estipulados por la FAC), requisitos de dimensionamiento (estipulados por la FAC), requisitos aerodinámicos y requisitos estructurales. En la tabla de la 1 a la 4 se especifican estos requisitos de diseño adoptados para la aeronave VULTUR.

Desempeño
Velocidad crucero= 128,6 m/s
Velocidad máxima= 147,6 m/s
Velocidad de aproximación= 61,7 m/s
Velocidad de despegue= 61,7 m/s
Mínimo de pista para despegue y aterrizaje= 900 m
Máximo techo de servicio= 7620 m
Alcance por operación= 2770 km
Peso máximo de despegue (MTOW)= 8618,2 kg

Tabla 1. Requerimientos de desempeño

Dimensionamiento
Ala alta
Puerta lateral
Cabina presurizada
Rampa para carga
Acondicionamiento para lanzamiento de carga y paracaídas
Cantidad de pasajeros= 19
Cantidad de tripulación= 3
Tren de aterrizaje retráctil para pistas no preparadas

Tabla 2. Requerimientos de dimensionamiento

Aerodinámica
Alto coeficiente de sustentación
Alta relación L/D
Bajo arrastre inducido
Aspect ratio = [8,9]
Uso de dispositivos hipersustentadores

Tabla 3. Requerimientos Aerodinámicos

Estructura
Materiales compuestos y aleaciones de aluminio
Dos motores turboprop
Factores de carga (n) = +3,8 g, -1 g
Diseño ergonómico
Tren de aterrizaje triciclo

Tabla 4. Requerimientos Estructurales

Es importante destacar que los requerimientos anteriormente planteados fueron estipulados con el objetivo de suplir las necesidades operacionales de la FAC, y debido a esto en este proyecto queda la tarea de poder evaluar y validar cada uno para poder obtener los resultados esperados o generar la respectiva retroalimentación de las inconsistencias encontrados en los mismos.



## **2.1. Objetivos**

### **2.1.1. Objetivo General**

Diseñar de manera conceptual una aeronave *commuter* o regional para aterrizajes y despegues cortos.

### **2.1.2. Objetivos Específicos**

- Realizar un análisis de mercado para evidenciar los posibles problemas y oportunidades que tendrá la aeronave en un futuro diseño preliminar y detallado.
- Establecer los requisitos de diseño, misión y restricciones operacionales de la aeronave.
- Recopilar la información obtenida por los participantes del concurso de la FAC, para proceder al respectivo análisis de desempeño de la aeronave.
- Realizar la primera estimación del peso máximo de despegue de la aeronave.
- Determinar la configuración óptima para el empenaje, las alas y el fuselaje.

**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

## 2.2 Justificación

La realización del diseño conceptual de la aeronave VULTUR se estableció con base a los requerimientos de diseño planteados por la FAC en la participación del concurso realizado en conmemoración a los cien años de su creación. Debido a las necesidades de transporte aéreo militar que demandan algunas regiones del territorio colombiano surge la necesidad de diseñar una aeronave que sea capaz de realizar actividades de transporte de pasajeros, carga y movilización de personal a las zonas más remotas cuya geografía no permite acceder fácilmente, por lo cual el presente diseño posee características de una aeronave tipo STOL con el objetivo de que la FAC pueda operar en las condiciones dadas con este tipo de terrenos, donde la ausencia de pistas preparadas y con suficiente tamaño afectan la operatividad de una aeronave habitual.

En el proceso de diseño conceptual de la aeronave VULTUR se realizó el planteamiento de las principales características de la misma, como se describe a continuación:

- El fuselaje cuenta con una longitud y volumen suficientes para satisfacer los requerimientos establecidos por la FAC, este cuenta con espacio para 3 tripulantes, 19 pasajeros y aproximadamente 2358 kg de carga. Además, dicha longitud satisface los requerimientos de acceso de personal mediante una puerta lateral y una compuerta de carga.
- El tren de aterrizaje se propone tipo *multi-bogei* retráctil con un peso aproximado de 260 kg, el cual permitirá un aterrizaje seguro en pistas no preparadas debido a su altura y configuración.
- Se plantean los planos en configuración de ala alta que permitirá la instalación de motores *turboprop*, con el fin de que se no vean afectados por las condiciones de terreno debido a la estabilidad que esta configuración le brinda a la aeronave. Además, se plantea la instalación de tanques de punta de ala para mayor capacidad de combustible y reducción de arrastre inducido.
- El perfil aerodinámico en la raíz con características propias, como alta eficiencia aerodinámica y entrada en pérdida suave, hasta llegar al *stall* crítico. El perfil aerodinámico fue optimizado, basado en un análisis previo de perfiles de aeronaves de la misma categoría.
- El empenaje en forma cruciforme, el cual permite aprovechar las ventajas del empenaje convencional y el empenaje en T, debido a que es un híbrido entre estos dos.



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

# Capítulo 3

## Marco Teórico

A lo largo de la fase de diseño conceptual, empezando con el análisis de la necesidad de esta aeronave, uno de los principales objetivos es desarrollar y definir los requisitos de diseño; este procedimiento con antelación fue realizado por la FAC. Por esta razón para la realización del proyecto es necesario evaluar, estudiar, comprender y cuestionar los requerimientos de diseño brindados por la FAC y en relación con lo anterior proponer una metodología para establecer las condiciones de operación de la aeronave.

A continuación, se describen los requerimientos generales a tener en cuenta:

- La aeronave deberá ser de bajo costo y podrá operar en todo el territorio nacional.
- La aeronave deberá contar con cabina presurizada.
- La aeronave deberá contar con una puerta lateral con el fin de suplir la necesidad de transporte de carga.

En síntesis, mediante este proyecto se plantea el desarrollo de diseño conceptual, que permita responder preguntas básicas relacionadas con la aeronave como: arreglo de la configuración, el tamaño, peso, rendimiento, perfil interno, entre otros. Lo anterior con el fin de suplir la necesidad de tener una aeronave con la cual la FAC, pueda cumplir diferentes misiones militares.

A continuación, mediante un diagrama de flujo se presentan los procedimientos necesarios para el cumplimiento de la fase de diseño conceptual, los cuales se desean realizar y completar en este proyecto.

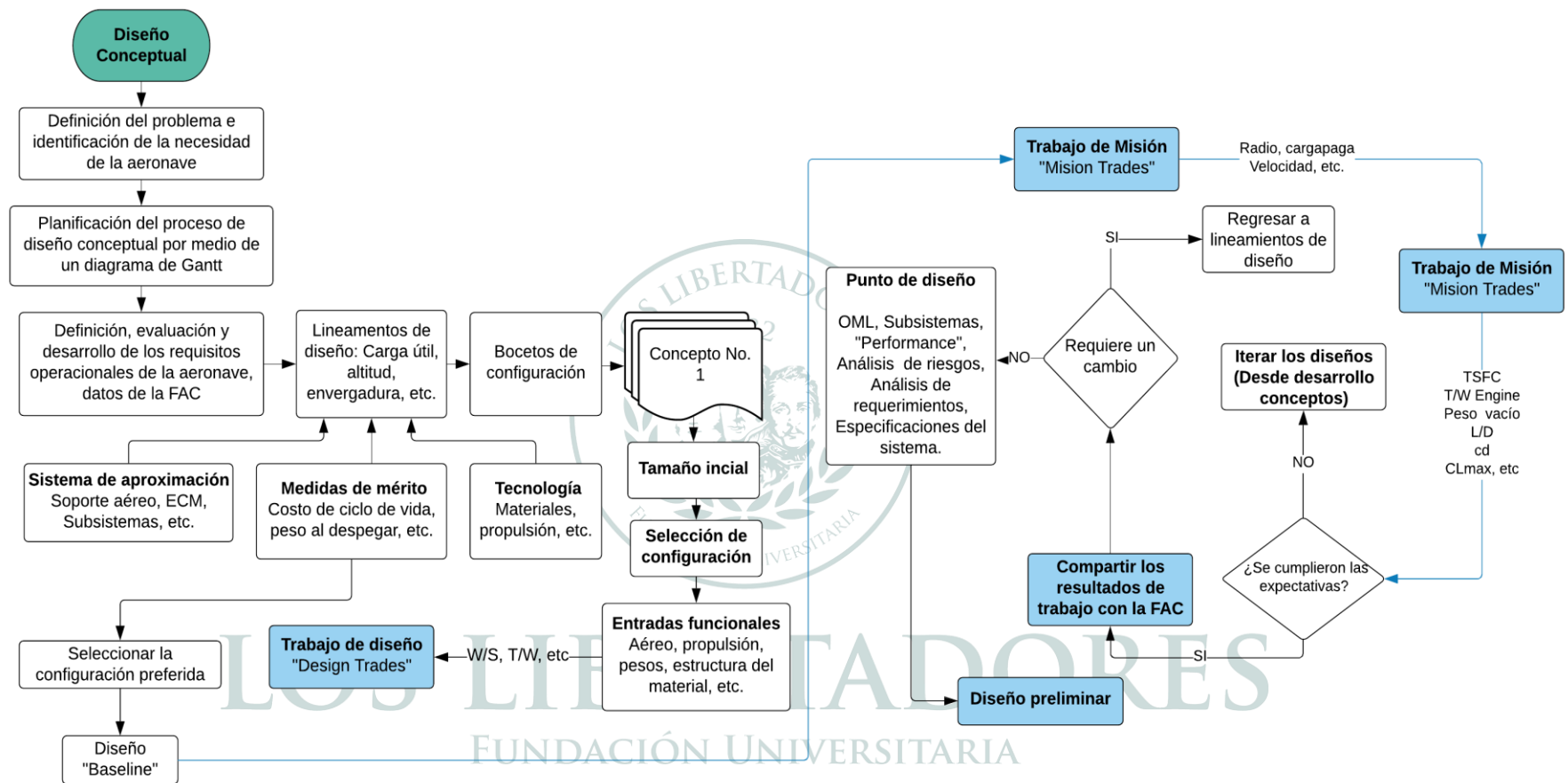


Figura 1. Diagrama de flujo para el diseño de la aeronave VULTUR

### 3.1. Estado del arte

Para el actual proyecto se realizó un estado del arte el cual conforma gran variedad de artículos esto con el fin de poder contemplar diferentes metodologías de diseño, optimización y nuevas tecnologías empleadas para el diseño de aeronaves y su posterior fabricación. Las palabras claves o más conocidas en ingles *key-words* fueron de gran importancia en la relación de este proyecto de grado, las cuales se muestran en resumen en la tabla 5. Los artículos se hallaron teniendo acceso a bases de datos de Google, web of science y science-direct por tal razón las palabras claves ya mencionadas se utilizaron en idioma inglés. A continuación, se mencionan los principales artículos referenciados durante el diseño conceptual de la aeronave VULTUR.

Artículo	Palabras Clave
Diseño conceptual de una aeronave commuter para aterrizajes y despegues cortos	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ <i>Conceptual design</i></li> <li>✓ <i>Commuter</i></li> <li>✓ <i>Aircraft</i></li> <li>✓ <i>STOL</i></li> <li>✓ <i>Skydiving missions</i></li> <li>✓ <i>Tactical trnsport</i></li> <li>✓ <i>Turbo-prop</i></li> </ul>
Optimización de un perfil aerodinámico para una aeronave categoría commuter tipo STOL utilizando algoritmo genérico	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ <i>Airfoil optimization</i></li> <li>✓ <i>Genetic algorithm</i></li> <li>✓ <i>Vortex Lattice Method</i></li> <li>✓ <i>PARSEC method</i></li> <li>✓ <i>X-foil</i></li> </ul>
Diseño preliminar de fuselaje y tren de aterrizaje de una aeronave commuter tipo STOL	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ <i>Preliminary deign</i></li> <li>✓ <i>Landing gear</i></li> <li>✓ <i>Unprepared runways</i></li> <li>✓ <i>Design</i></li> <li>✓ <i>Ergonomics</i></li> <li>✓ <i>Composite materials</i></li> </ul>
Análisis computacional de una aeronave categoría commuter	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ <i>CFD</i></li> <li>✓ <i>ANSYS</i></li> <li>✓ <i>Mesh indepensance</i></li> <li>✓ <i>Turbulence models</i></li> <li>✓ <i>Boundary conditions</i></li> </ul>

Tabla 5. Artículos y palabras claves

La palabra clave *commuter aircraft* llevó a una gran cantidad de artículos en los cuales se diseñan aeronaves de esta categoría, las referencias más importantes hacen parte de un mismo grupo de investigación de la Universidad de Naples, en Italia, los cuales exponen diferentes técnicas para evaluar el diseño conceptual de la aeronave.

Por ejemplo, Nicolosi, Della Vecchia, y corcione, (2012) presentan un diseño preliminar de una aeronave commuter para pasajeros de 11 asientos, estos autores describen una metodología de diseño para dicha aeronave bastante completa realizando diferentes análisis como por ejemplo, estimaciones de pesos, análisis de restricciones y evaluaciones aerodinámicas más detalladas de la misma, centrándose de manera principal en simulaciones CFD con el fin de estudiar la interferencia alafuselaje y sus efectos en la carga del ala. Finalmente, los autores realizan un análisis bastante completo de estabilidad y control de la aeronave. Además, Nicolosi et al (2014), estudiaron la interferencia aerodinámica entre los componentes de la aeronave en deslizamiento lateral y las características aerodinámicas del fuselaje, centrándose en la categoría típica de aeronave commuter turbohélice.

Por otro lado, algunos autores exponen y describen metodologías de diseño de aeronaves *commuter*, resaltando los requisitos de diseño para garantizar la seguridad de la tripulación como es el caso de Galloy (1997) y Mckelvey (1981). Estos trabajos dejan abierta la posibilidad de estudiar aspectos ergonómicos que podrían implementarse en proyectos futuros en la aeronave VULTUR sin generar un cambio en su capacidad de carga, esto debido a que se sabe de la creación de leyes que integran esta ciencia en el estudio de la salud y prevención de riesgos cotidianos, extendiéndose a diferentes aéreas como es el caso de la aviación civil y militar (Doll y Folds, 1986) generando que los ingenieros especializados en el área de diseño se enfoquen en buscar la manera de brindar funcionalidad y comodidad en la cabina de pasajeros obteniendo ambientes menos estresantes y permitan que el hombre refuerce su relación con el ambiente interior (Rivas, 2007).

Diferentes metodologías de diseño han sido publicadas sobre temas relacionados con diseño conceptual y CFD para distintos tipos de aeronave. Por ejemplo, Bravo-Mosquera et al (2018) expone el diseño conceptual de un nuevo prototipo de aeronave agrícola. En este estudio, los autores desarrollan diferentes análisis con el objetivo de optimizar la eficiencia aerodinámica de la aeronave a través de un dispositivo *multi-winglet*.

Asimismo. Piedra et al (2018) describe las etapas para realizar un estudio aerodinámico computacional de una aeronave deportiva realizado bajo situaciones críticas de operación, como por ejemplo elevados ángulos de ataque. La nueva tendencia de diseño de aeronaves híbridas eléctricas también ha generado variedad de artículos científicos. Por ejemplo, un artículo que fue de ayuda para el diseño de la aeronave VULTUR principalmente en la descripción de la misión y primera estimación de pesos fue el del autor Glassock et al (2017) donde expone un caso de estudio para aplicar arquitecturas innovadoras de motores eléctricos en una aeronave diseñada únicamente para actividades de paracaidismo.



Con el objetivo de poder plantear conceptualmente el diseño de la sección transversal del fuselaje donde se posiciona la rampa de carga de la aeronave se tuvo en cuenta una investigación de los autores Mirzaei, Karimi and Vaziri (2012) donde exponen la reducción del arrastre del fuselaje para una aeronave de transporte táctico de carga.

Además, uno de los artículos con gran relevancia para el diseño de esta aeronave lo presentan los autores Vouvakos, Kallinderis y Menounou (2010) donde se desarrollan una amplia base de datos, brindada en forma de graficas con características de diseño de diferentes aeronaves turboprop y bimotoras, donde se relacionan en función del número de pasajeros y peso máximo de despegue, lo cual sirvió como base para evaluar y validar el diseño de la aeronave VULTUR.

Marinus y Maison (2016) y Marinus y Poppe (2015) también presentan datos estadísticos y características de diseño de aeronaves militares de transporte, operadas con motores turbo-hélice. Los cuales igualmente sirvieron como método de validación del diseño de la aeronave VULTUR.

Finalmente, para el proceso de optimización del perfil aerodinámico es importante resaltar algunos de los artículos que sirvieron de base. Coiro, Nicolosi y Grasso (2009) diseñan un perfil aerodinámico para aeronaves STOL de pequeño porte, usando diferentes técnicas numéricas como X-foil, MSES y TBVOR. Asimismo, Della Vecchia, Daniele y D'Amato (2014) realizan la optimización de forma de un perfil utilizando el método PARSEC junto con algoritmos evolutivos.

LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

# Capítulo 4

## Metodología aplicada

El diseño conceptual de la aeronave VULTUR es realizado con base a 4 tesis de grado las cuales fueron propuestas para este objetivo por lo cual el marco teórico de cada uno de los modelos matemáticos que se desarrollan se hacen extremadamente extensos, sin embargo, en este proyecto de grado se presenta el marco teórico correspondiente a la metodología general utilizada de diseño de aeronaves.

Según Abdalla (2009) y Brandt et al (1977), una aeronave debe ser diseñada con la finalidad de:

- Tener un proceso de construcción eficiente.
- Cumplir con los requisitos de diseño establecidos.
- Optimizar el uso de los recursos disponibles.

Sabiendo esto, la unión de los procesos de planeación de las características físicas de una aeronave, en conjunto con el método de construcción de la misma es llamado diseño. Por tal razón, el principal objetivo del diseñador de aeronaves es conocer y entender los requisitos de diseño estipulado, con el fin de asegurar que la aeronave será fabricada en concordancia a como se planteó durante la etapa de diseño conceptual. En este caso, debido a que la mayor parte de los requisitos de diseño fueron anteriormente establecidos por la FAC teniendo en cuenta sus necesidades operacionales, y en relación con lo anterior, proponer una metodología para poder plantear las condiciones de operación de la aeronave.

Las metodologías de diseño clásicas fueron usadas para realizar el diseño de la aeronave VULTUR, las cuales se encuentran bien documentadas en diferentes libros de diseño aeronáutico. No obstante, se realizaron algunas modificaciones con el objetivo de establecer una metodología específica para esta aeronave en especial.

Una vez definido el problema a ser solucionado y establecidos los requisitos de diseño, la elaboración de una base de datos conteniendo las principales características de diseño de aeronaves existentes y los métodos de análisis.

Es necesario por otra parte tener en cuenta que muchas de las exigencias en el diseño de una aeronave civil son especificadas por los reglamentos FAA – FAR en Estados Unidos y en este caso, los reglamentos aeronáuticos colombianos RAC. Análogamente, para aeronaves militares se destacan las normativas MIL SPECS en Estados Unidos y demás autoridades competentes. En este sentido, el diseño de la aeronave VULTUR se realizó bajo la normativa FAA - FAR 23 - FAR 25 para categoría commuter y su equivalente a estándar militar.

En resumen, la solución a ciertos parámetros durante el diseño conceptual de la aeronave puede ser obtenidas

de manera simple, sin embargo, otras dependen de un gran número de variables y ecuaciones que deben ser resueltas, y existen también parámetros que involucran requisitos del cliente y requisitos legales que deben ser interpretados en medidas técnicas reales. En consecuencia, antes de comenzar con el diseño de una nueva aeronave, es de gran importancia reunir datos suficientes que ayuden a establecer restricciones de diseño de esta.

## 4.1. Etapas de diseño

El proceso de diseño de una aeronave está dividido en tres etapas principales de acuerdo con Raymer (2012) diseño conceptual, diseño preliminar y diseño detallado. Cada uno de estas etapas presenta sus propias características que afectan directamente el producto final.

En seguida, se describen con detalle las principales características de cada etapa.

- **Diseño conceptual:**

El diseño conceptual de una aeronave es un procedimiento bastante complejo que involucra la solución de ecuaciones de diferentes disciplinas, como aerodinámica, propulsión, estabilidad, entre otras. Por lo cual, esta etapa es una de las que más toma tiempo en finalizarse, de acuerdo con Kovacs (1986) y Torenbeek y Wittenberg (2009) además es la más importante de las tres mencionadas anteriormente, ya que involucra la decisión de escoger los parámetros que serán usados para definir la configuración final de la aeronave. El principal objetivo de esta etapa es seleccionar un concepto de aeronave base o como su nombre en inglés lo denota *baseline* e intentar optimizarlo lo máximo posible.

- **Diseño preliminar:**

El concepto *baseline* obtenido durante la etapa de diseño conceptual estará sujeto a evaluaciones más rigurosas durante la etapa preliminar. Por ejemplo, la conformación de la estructura de la aeronave también empieza a realizarse con un nivel de detalle más profundo, además, en el área de aerodinámica, se realizan simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD) y experimentos en túnel de viento. estas son apenas algunas de las actividades que deben realizarse durante la etapa de diseño preliminar. Asimismo, En el diseño preliminar se describe el diseño de toda la aeronave, incluyendo los principales sistemas y subsistemas.

- **Diseño detallado:**

Una vez que el diseño preliminar se encuentre finalizado y aprobado se continua en esta etapa con el diseño de detalles de toda la estructura de la aeronave. En esta etapa se estipula la producción de la aeronave por medio de la elaboración de lista de materiales, manuales de mantenimiento e informes de costos de la misma por lo cual se requieren expertos en el tema de procesos de fabricación debido a que cada sección de una aeronave puede tener varios tipos de manufactura. Una vez finalizado el diseño detallado de la aeronave estaría preparado para ejecutar sus primeros ensayos de vuelo y posterior certificación de sus componentes.

## 4.2. Estudio de mercado y realización de *Baseline*

Una vez conocidos los requerimientos de diseño estipulados por la FAC, se procedió a realizar una evaluación del mercado de aeronaves regionales o *commuter*. Se realizó una revisión de documentos bibliográficos, artículos y encuestas en las cuales se puede afirmar que es de gran necesidad la inversión en producción y diseño de estas aeronaves. La industria mundial de desarrollo de aeronaves regionales se ha visto afectada en los últimos años, por ciertos factores, y por lo cual se ha quebrado o interrumpido su producción; teniendo en cuenta esto, los actuales operadores de este tipo de aeronaves están quedando con flotas antiguas que tendrían que ser reemplazadas para 2020-2030. Por lo tanto se ha visto una gran viabilidad en la producción de aeronaves *commuter* tipo *turboprop*, las cuales ofrecen mejor rentabilidad en rutas de corta distancia, al igual que un rango de operación corto, una velocidad crucero más baja y atractivos costos operativos. Sin embargo, ya que el concurso de la FAC, es con el fin de incentivar el diseño y producción nacional de aeronaves, en esta caso categoría *commuter*, se ve la necesidad de resaltar que la aeronave desarrollada y planteada bajo el presente proyecto, responde al cumplimiento de las principales misiones militares a las cuales sería expuesta, en regiones del país con difícil acceso. No obstante este se realiza, conociendo que el mercado de estas aeronaves es muy viable para su diseño, optimización y producción.

### 4.2.1. Realización de *Baseline*

Como parte de la etapa de diseño conceptual de la aeronave se realizó la selección de un concepto de aeronave *baseline*. Para ello se revisaron y seleccionaron catorce (14) aeronaves de categoría regional las cuales tuvieran una similitud en los parámetros de diseño para la aeronave VULTUR, estos al igual debían estar acorde con los requerimientos dados por la FAC. Por otro lado se tuvieron en cuenta otros parámetros que como se relacionan y mencionan en Nicolosi, 2014, son necesarios y fundamentales para el desarrollo de la metodología *baseline*. Se documentó y revisó varias fuentes bibliográficas y recursos virtuales, como información de fabricantes, manuales y certificados de tipo de las aeronaves, con el fin de buscar comparar y determinar los parámetros seleccionados en las distintas aeronaves.

Estos parámetros no solo se vieron implicados en la elaboración de un concepto de la aeronave VULTUR, sino que a través de ciertos parámetros como el tipo de configuración de ala y tren de aterrizaje, se pudo evaluar posteriormente las ventajas y desventajas de cada una de estas configuraciones y así determinar cuál configuración era la más óptima para ser posiblemente planteada de igual forma en la aeronave VULTUR. De acuerdo a los parámetros evaluado, se destacaron dos aeronaves por sus características de diseño, performance y operación, ya que se ajustaban más a los requerimientos de diseño de la FAC, estas fueron el **CASA 212** y el **Dornier 228**.

Como se mencionó anteriormente, se seleccionaron 14 aeronaves para ser evaluadas las cuales fueron:

- Dornier DO 228-212
- Cessna 402C
- Cessna 208 Caravan
- Piper PA-31 NAVAJO
- A-Viator
- Britten Norman B2N
- Beech Baron 58
- Beech 60 Duke
- Partenavia P68 - Victor
- P2012 Traveller
- Casa 212
- King Air 350ER
- Evektor EV55
- Twing Otter

Los parámetros de diseño evaluados en las anteriores aeronaves fueron los siguientes:

• Numero de tripulación y pasajeros.	• Rango [Km]	• Potencia Motores [Hp]
• Envergadura [m]	• Peso Máximo Take Off [Kg]	• Carga De Potencia
• Longitud [m]	• Peso Vacío [Kg]	• "Velocidad Máxima Operativa Vmo [Km/H]
• Altura [m]	• Carga Paga [Kg]	• "Velocidad De Crucero Vc [Km/H]
• Área Del Ala [m <sup>2</sup> ]	• Peso Del Motor [Kg]	• "Velocidad De Crucero Vc Ft/S"
• Aspect Ratio	• Capacidad De Combustible [M <sup>3</sup> ]	• Velocidad Stall [Km/H]
• Techo De Operacion [m]	• Carga Alar [Kg/M <sup>2</sup> ]	• Razón De Subida[m/s]
• Distancia De Despegue [m]	• Distancia De Aterrizaje [m]	• Motor
• Perfil	• Hélice	• Tren De Aterrizaje

Teniendo en cuenta las aeronaves referenciadas y la relación de los parámetros de diseño, en la figura 2, se muestra un cuadro comparativo donde se puede apreciar cada uno de los valores y configuraciones para los distintos parámetros evaluados en ocho de las catorce aeronaves evaluadas. De igual forma se desea resaltar a las aeronaves que fueron destacadas, ya que en este cuadro se puede observar que sus parámetros efectivamente se ajustan a los requerimientos de diseño de la FAC.










AERONAVE		DORNIER DO 228 -212	CASA 212	CESSNA 208 CARAVAN	JETSTREAM 32	King Air 350ER	Evektor EV55	TWIN OTTER	Mitsubishi MU-2	Short C-23 Sherpa
										
P A R Á M E T R O S	FECHA (Certificación)	28 julio 1989	22 febrero 1977	05 mayo 1985	1980	12 diciembre 1989	junio 2011	1964	14 diciembre 1963	1985
	TRIPULACIÓN	2	2	1	2	2	2	1-2	2	2
	NO DE PASAJEROS	19	20	9-14	19	15	9-14	19	4-12	30
	ENVERGADURA [m]	17,0	20,3	15,9	15,85	17,66	16,1	19,8	11,94	22,78
	LONGITUD [m]	16,56	16,2	11,5	14,37	14,22	14,35	15,77	12,01	17,69
	ALTURA [m]	4,9	6,6	4,5	5,38	4,37	4,66	5,94	4,17	4,95
	AREA DEL ALA [m^2]	32,0	41,0	26,0	25,2	28,2	16,1	19,8	16,55	42,1
	TECHO DE OPERACION [m]	8535,0	7925,0	7620,0	7620	10668	8839	7620	8978	5110
	RANGO [Km]	1111,0	1433,0	1295,0	1426	3269	2258	1297	2526	1240
	PESO MAXIMO TAKE OFF [kg]	6400,0	8000,0	3629,0	6950	7484	4600	5670	5250	10390
	PESO VACIO [kg]	3900,0	3780,0	1832,0	4360	5670	2658	2654	3433	6680
	CARGA PAGA [kg]	2340,0	2820,0	1722,0	-	1608	1776	1842	926,68	3175
	CAPACIDAD DE COMBUSTIBLE [m^3]	2,4	2,0	1,3	-	5192 lb	3651 lb	1,43	-	2,032
	CARGA ALAR [kg/m^2]	-	10.0:1	139,8	276	215,6	-	-	-	247
	POTECIA MOTORES [hp]	940 X 2	1650 x 2	867 x 1	940 x 2	1050 x 2	535 X2	659 HP x 2	779 x 2	963 X 2
	VELOCIDAD DE CRUCERO [km/h]	315,0	300,0	344,0	426	561	370	337	547	410
	RAZON DE SUBIDA[m/s]	7,5	8,3	6,3	10,6	12,5	8,5	8,1	-	10,66
	DISTANCIA DE DESPEGUE [m]	1219,0	895,0	626,0	1463	1237	610	366	-	1036
	DISTANCIA DE ATERRIZAJE [m]	527,0	865,0	505,0	1341	831	650	320	1257	1225
	MOTOR	2 Honeywell (previous AlliedSignal, Garrett AiResearch) TPE331-10 Turboprop	2 TPE 331-14 Turboprop Engine	1 Pratt&Wittney PT 6A-114A Turboprop	2 Garret TPE 331-10UG Turboprop	Pratt&Wittney 2 PT6A-60A Turboprop Engine	Pratt&Wittney 2 PT6A-21 Tuboprop	Pratt&Wittney 2 PT6A-34 Turboprop	2 Garrett TPE331-6-251M Turboprops	Pratt&Wittney 2 PT6A-45-R Turboprop
PERFIL	Do A-5 NACA 23018 GA (W)-1	NACA 65(3)-218	NACA 23017.424 (root) NACA 23012 (tip)	NACA 63A418 (root) , NACA 63A412 (tip)	NACA 23018 (root) NACA 23012 (tip)	-	-	-	NACA 63A	
TREN DE ATERRIZAJE	Retractiv en rueda de nariz	Triciclo fijo	Triciclo fijo	Triciclo Retractiv	Tricilo retractil	Tricilo retractil	Tren de aterrizaje triciclo fijo (nariz orientable)	Tricilo retractil	Tricilo retractil	

Figura 2. Baseline aronaves commuter



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente



# Capítulo 5

## Análisis y Resultados

### 5.1. Bases de Certificación

Para el desarrollo del diseño conceptual de la aeronave VULTUR se tuvo en cuenta las regulaciones de certificación aplicables para el diseño de aeronaves regionales o commuter y que como requerimiento de la FAC, deben ser evaluadas. En Colombia rigen los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC), los cuales son aplicables a toda actividad de aeronáutica civil y a toda persona natural o jurídica, nacional o extranjera que las desarrolle (RAC 4, 2016); para el diseño de esta aeronave se tomaron en cuenta los RAC, sin embargo se le dio gran importancia al enfoque y utilización del Estándar de Aeronavegabilidad (CFR) de los Estados Unidos de Norteamérica, denominados como:

- FAR 23: *Airworthiness standards: Normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes* - Normas de aeronavegabilidad: aviones de categoría normal, de servicios públicos, acrobáticos y de cercanías (FAA, 2018). Dicho estándar está acogido por los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, bajo el RAC 23 “Estándares de Aeronavegabilidad: Aviones de Categoría Normal, Utilitaria, Acrobática y Commuter”.

#### 5.1.1. Niveles de diseño y desempeño

Debido a que la aeronave está bajo cumplimiento de FAR 23, la aeronave VULTUR cumple con los siguientes niveles de diseño y desempeño:

- Nivel 4 en certificación de la aeronave, ya que tiene una configuración con máximo 19 pasajeros.
- Nivel de *high-speed* o alta velocidad, ya que esta aeronave cuenta con una velocidad máxima de operación mayor que 250 *knots*.

#### 5.1.2. Requerimientos de diseño

Bajo esta norma de certificación, también se dará cumplimiento a los siguientes requerimientos de diseño:

- Peso y centro de gravedad. Se deben determinar los límites para pesos y centros de gravedad que permitan la operación segura de la aeronave.
- Datos de rendimiento. La aeronave debe cumplir los siguientes requisitos de rendimiento en: aire en

calma y condiciones atmosféricas estándar a nivel del mar; condiciones atmosféricas ambientales dentro de la envolvente de operación; altitudes de aeropuerto desde el nivel del mar hasta 10.000 pies (3048 metros); temperaturas por encima y por debajo de la temperatura diurna estándar, que están dentro del rango de limitaciones operativas.

- Rendimiento de despegue. Se debe determinar el rendimiento de despegue del avión para: márgenes de seguridad de velocidad de pérdida; velocidades de control mínimas; gradientes de ascenso.
- Requisitos de ascenso. Se debe cumplir con el siguiente efecto de ascenso mínimo fuera del suelo: todos los motores funcionando en la configuración de ascenso inicial; para un aterrizaje retraído, el gradiente de ascenso debe ser del 3% sin crear una carga indebida de trabajo al piloto, con el tren de aterrizaje extendido y *flaps* en la configuración de aterrizaje.
- Aterrizaje. Se debe determinar lo siguiente, para temperaturas estándar en combinaciones críticas de peso y altitud dentro de los límites operacionales: la distancia, a partir de una altura de 50 pies (15 metros) sobre la superficie de aterrizaje, requerida para aterrizar y detenerse. Las velocidades, configuraciones y procedimientos de aproximación y aterrizaje, que permiten que un piloto de habilidad promedio aterrice dentro de la distancia de aterrizaje de manera consistente y sin causar daños o lesiones.

Finalmente, para obtener un certificado tipo de dicho diseño y posteriormente un certificado de producción, es de suma importancia declarar por escrito conocer las normas de aeronavegabilidad aplicables y acogerse a ellas.

## 5.2. Perfil de misión

Una vez consultadas y evaluadas las bases de certificación aplicables a la aeronave VULTUR, se desarrolló y estableció la misión de esta, la cual fue realizada a partir de la revisión de base de datos y *baseline* presentada anteriormente. En esta se puede contemplar las características de operación, diseño y desempeño de algunas de las 14 aeronaves evaluadas, que presentan gran similitud en operación, misión, peso y capacidad de carga y pasajeros a la aeronave propuesta.; y por lo cual fueron elegidas. Sin embargo, dentro de esta base de datos o *baseline*, se destacaron dos aeronaves que se ajustan de forma satisfactoria a los requisitos de diseño de la FAC, estas aeronaves el CASA 212 y el Dornier 228 (Fernandes et al 2013). 2

Se tuvo en cuenta el perfil de misiones que realizan estas aeronaves, los cuales varían entre: transporte táctico, evacuación de heridos, paracaidismo y misiones antidroga; por esto se llegó a la conclusión, que la aeronave VULTUR debería ser capaz de volar a más de 2500 km con un peso de carga aproximado a 2300 Kg. De igual se determinó de gran importancia de ser capaz de operar en terrenos cortos y poco preparados, estar equipado para operaciones de carga, transporte de pasajeros y adicionalmente ser muy económico al momento de producir, operar y mantener.

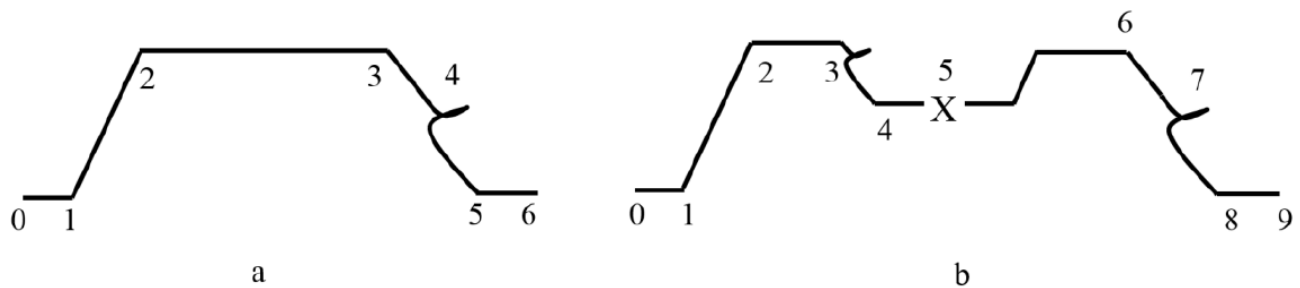
Por lo anterior, se analizaron dos clases de misiones para la aeronave VULTUR, las cuales se describen a continuación:

- **Crucero simple**, constituida por (Figura a):

1. Carrera de despegue.
2. Ascenso (hasta ganar altitud crucero).
3. Velocidad crucero (hasta lugar de destino).
4. Loiter.
5. Descenso.
6. Aterrizaje.

- **Paracaidismo y/o lanzamiento de carga**, constituida por (Figura b):

1. Carrera de despegue.
2. Ascenso (hasta ganar altitud crucero).
3. Velocidad crucero (hasta lugar de lanzamiento).
4. Loiter (a una máxima eficiencia aerodinámica para reducir velocidad de la aeronave).
5. Lanzamiento de carga/paracaidistas.
6. Segundo crucero.
7. Loiter.
8. Descenso.
9. Aterrizaje.



*Figura 3. Perfiles de misión establecidos para la aeronave VULTUR*

### 5.3. Estimación de pesos

En la etapa de diseño conceptual, la primera estimación de pesos es realizada por medio del *baseline* y base de datos, y que a través de regresiones lineales, se puede establecer una tendencia estadística para saber cuál sería el peso máximo de despegue de la aeronave. Sin embargo, el peso máximo de despegue (*MTOW*, *Wo*) de la aeronave VULTUR es un requisito de diseño estipulado por la FAC, el cual fue de: 8618,2 kg. Es por ello que a través de métodos empíricos y basados en libros bibliográficos (Raymer, 2012; Roskam, 1985), para desglosar el valor de *MTOW*, con el objetivo de obtener el peso en vacío (*We*), peso de combustible (*Wfuel*) y el peso de la carga paga (*Wpayload*).

De acuerdo a las fuentes bibliográficas, el *MTOW* de la aeronave puede expresarse de acuerdo a la ecuación 5,1.

$$MTOW = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (5,1)$$

Donde:

- $W_{crew}$ = Peso de la tripulación.
- $W_{payload}$ = Carga Paga.
- $W_{fuel}$ = Peso de combustible
- $W_{empty}$ =Peso vacío.

A continuación, se hace una descripción del proceso y método utilizados para la obtención de cada uno de estos pesos:

- **Peso de tripulación ( $W_{crew}$ ):** obtenido de datos estandarizados por la FAA, donde se sugieren que por cada tripulante o pasajero en una aeronave, el peso debe ser de 80 kg.
- **Peso de carga paga ( $W_{payload}$ ):** obtenido teniendo en cuenta uno de los requisitos de diseño, más exactamente considerando el transporte de una cantidad de 19 pasajeros, de acuerdo con esta cantidad se consideraron las siguientes especificaciones (1,2 y 3):

<u>Peso tripulante C/U (kg)</u>		<u>80</u>
<u>Numero de pasajeros</u>		<u>19</u>
1	Margen de seguridad por pasajero (kg)	10
2	Equipaje por cada pasajero (kg)	30
3	Margen de seguridad total (kg)	70

Tabla 6. Datos peso de carga paga

La siguiente ecuación fue operada con los anteriores datos:

$$W_{payload} = ((80 \text{ kg} + 10 \text{ kg} + 30 \text{ kg}) \times 19) + 70 \text{ kg} \quad (5,2)$$

- **Peso vacío** ( $W_{empty}$ ): obtenido por medio de relaciones semi-empíricas, las cuales están respectivamente documentadas en libros bibliográficos (Raymer, 2012; Roskam, 1985), así como en (Marinus y Poppe, 2015; Vouvakos, Kallinderis y Menounou, 2010). De este modo, la relación entre el peso vacío de la aeronave y el peso máximo de despegue se pudo estimar primeramente a través de la ecuación 5,3.

$$W_{empty}/W_0 = A \times W_0^c \times K_{vs} \quad (5,3)$$

Donde:

- $W_{empty}$ =Peso vacío.
  - $W_0$ =Peso en despegue.
  - $A$  y  $C$  = Constantes estadísticas después de varios estudios analíticos para aeronaves turbo-prop.
  - $K$  = Constante que varía de acuerdo con el ángulo de barrido (swept angle) del ala.
- **Peso de combustible**  $W_{fuel}$  =: Consecuentemente se realizó el cálculo de la relación entre el peso de combustible y el peso máximo de despegue fue calculada en función de los perfiles de misión establecidos (Figura 3). Este cálculo se realizó utilizando aproximaciones aerodinámicas específicas para cada fase de vuelo de la aeronave y también algunas ecuaciones como la de Breguet, utilizada para la fase de crucero (Ecuación 5,4). Las fases de vuelo, como el despegue, el ascenso y el descenso presentan fracciones de peso que ya están establecidos en la literatura; por lo cual se puede simplificar que las fracciones de peso calculadas a continuación corresponden a las fases de crucero loiter de las misiones propuestas.

$$R = E \cdot V = \int_{w_{i+1}}^{w_i} \frac{W}{c_t} \frac{L}{D} \frac{dW}{W} \quad (5,4)$$

Donde:

- $R$ = Alcance de vuelo.
- $E$ = Tiempo de vuelo o loiter.
- $V$ = Velocidad de crucero.
- $c_t$  = Consumo específico de combustible.
- $\frac{L}{D}$  = Eficiencia aerodinámica.

- $W_i$  = Peso de la aeronave al final del segmento  $i$  de la misión establecida.

La mayoría de las anteriores variables corresponden a datos relacionados con los requisitos de diseño. Sin embargo, el valor de la máxima eficiencia aerodinámica, tanto para la fase de crucero, como para la fase de loiter, fue calculado usando la siguiente ecuación:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{(\sqrt[2]{c_{DO} \cdot k})} \quad (5,5)$$

Donde:

- $c_{DO}$  = Arrastre parásito.
- $k$  = Constante de arrastre inducido, la cual es calculada de acuerdo a la ecuación 5,6.

$$k = \frac{1}{(\pi \cdot AR \cdot e)} \quad (5,6)$$

Donde:

- $AR$  = relación de aspecto (*Apect Ratio*).
- $e$  = Factor de eficiencia aerodinámica.

Considerando valores aproximados entre las aeronaves de la misma categoría, fue posible encontrar la fracción de peso de combustible para la aeronave VULTUR en relación a su misión (Raymer 2012).

Una vez establecidas todas las fracciones de peso de la aeronave, el peso total de combustible fue calculado asumiendo un 6% de reserva en caso de que no se llegara a liberar la carga de la aeronave, o no se realicen las actividades de paracaidismo; esto con el fin de tener un margen de seguridad para la aeronave (Marinus y Maison, 2016). La tabla 7 muestra los resultados de las fracciones de peso de combustible para las dos misiones establecidas.

Misión crucero		Misión de lanzamiento	
Etapas de vuelo	Fracción de peso	Etapas de vuelo	Fracción de peso
Despegue	0,97	Despegue	0,97
Ascenso	0,985	Ascenso	0,985
Crucero	0,961	Crucero	0,851
Loiter	0,977	Loiter	0,932
Descenso / Aterrizaje	0,995	Crucero 2	0,851
		Loiter	0,9915
		Descenso / Aterrizaje	0,995

Tabla 7. Fracciones de peso de combustible

Finalmente, a través de la ecuación 5,7, se realizó un proceso iterativo hasta que el peso máximo de despegue convergiera a un valor específico.

$$MTOW = \frac{W_c + W_p}{1 - \left(\frac{W_f}{W_o}\right) - \left(\frac{W_f}{W_o}\right)} \quad (5,7)$$

Obteniendo así la primera estimación de pesos de la aeronave VULTUR, la cual fue:

- $MTOW = 8397$  Kg.
- $W_{empty} = 4220$  Kg.
- $W_{fuel} = 1575$  Kg.

Observe que los valores obtenidos al final de la primera estimación de pesos se ajustan a las gráficas y tablas de presentadas por Vouvakos, Kallinderis y Menounou (2010).

## 5.4. Análisis de restricciones

El diagrama de restricciones se emplea con el fin de poder identificar el punto de diseño en el cual la aeronave VULTUR es capaz de desempeñar cada una de las etapas de vuelo de la misión propuesta. Este análisis es de suma importancia para la aeronave, debido a que da a conocer los parámetros para establecer la superficie del ala y selección del motor. Específicamente, estos parámetros mencionados corresponden a:

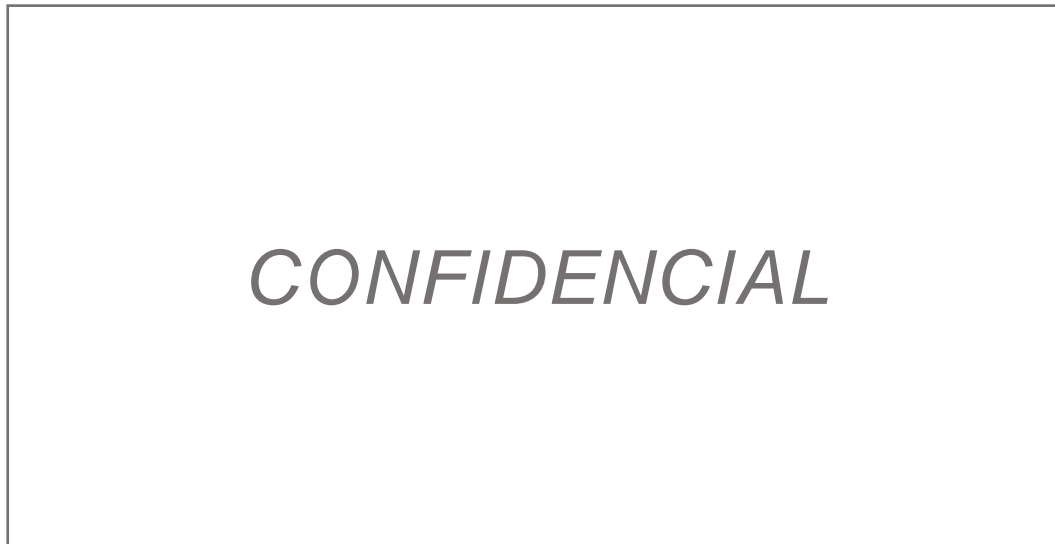
- Carga alar ( $W/S$ ).
- Carga de potencia ( $W/P$ ).

Con base en Roskam (1986), Sadraey (2012) y Mattingly et al (2002) se derivó una ecuación para poder graficar el análisis de restricciones para cada etapa de vuelo de la aeronave VULTUR como se puede ver en la figura 4. De esta forma, fue posible hallar el espacio de solución donde la aeronave logra desempeñar todas las condiciones asignadas por la FAC. Los requerimientos de diseño empleados para graficar el diagrama de restricciones fueron los que se muestran en la tabla 7 a continuación:

Requerimientos de diseño
Distancia de despegue = 900 m – coeficiente de sustentación de 1,8
Distancia de aterrizaje = 850 m – coeficiente de sustentación de 2
Razón de ascenso = 8 m/s – coeficiente de arrastre parasito de 0,03
Velocidad de crucero = 128 m/s
Velocidad máxima = 147 m/s
Ascenso FAR 23.65a
Ascenso FAR 23.65b
Ascenso FAR 23.77

Tabla 8. Requerimientos de diseño para diagrama de restricciones

Debido al uso de dispositivos hipersustentadores los valores usados para el análisis de restricciones han sido considerados como confiables.



*Figura 4. Diagrama de restricciones VULTUR*

El punto de diseño seleccionado para la aeronave minimizó el potencial del motor (60 N/kW) y la carga alar (1723,3 Pa). A partir de este punto de diseño, se puede concluir que la superficie alar de la aeronave VULTUR corresponde a un valor aproximado de  $47,8 \text{ m}^2$ .

## 5.5. Selección del motor

La aeronave VULTUR se plantea en este proyecto como un avión propulsado por hélice, esto designado inicialmente por los requerimientos presentados por la FAC solicitando un motor turboprop, por tal razón se debe considerar la hélice y el motor como un solo sistema. Se analiza la sección del sistema de propulsión y el tamaño general estos dos en función de la carga de potencia obtenida en el análisis de restricciones. El planteamiento inicial de diseño de la aeronave VULTUR sugiere:

- Carga de potencia = 60 N/kW que representa una potencia requerida de 1372,9 kW teniendo en cuenta su MTOW.

Se debe estudiar los motores empleados por aeronaves de la misma categoría donde las compañías *Pratt & Whitney*, *Walter Aircraft Engines* y *Honeywell Aerospace* son las que presentan una mayor influencia en el mercado, al revisar estos tipos de motores se realiza un análisis de costo-beneficio con diferentes parámetros como se muestra en la tabla 8.



Parámetro / Motor	PT6A-60A	Walter M601	Honeywell TPE331
Longitud [m]	1,84	1,675	1,168
Diámetro [m]	0,48	0,59	0,533
Peso seco [kg]	215	197	175
Máxima potencia en el eje [kW]	780	544	700
Consumo específico [g/kW.h]	333	377	325
Relación potencia-peso [kW/kg]	3,62	2,76	2,8
Precio [USD]	\$955.000	\$743.000	\$795.000

Tabla 9. Desempeño entre motores de la misma categoría

Con base en el análisis anterior el motor TPE331 / T76 fue el elegido para ser usado en el diseño de la aeronave VULTUR, este tipo de motor brinda una potencia de eje equivalente a 1400 kW es decir 700 kW por motor siendo dos motores a ser usador en la aeronave, esta elección garantiza:

- Corta distancia al despegue con peso máximo
- Un excedente de potencia no despreciable
- Aumento de tiempo entre intervalos de mantenimiento

No obstante, el motor PT6A-60A brinda una mayor potencia en el eje, su precio y consumo de combustible son también mayores en comparación con el motor TPE331.

Se tiene en cuenta que la hélice debe absorber la potencia suministrada por el mismo debido a que está unida al motor, por tal razón, la gran mayoría de las aeronaves que emplean hélices para su propulsión están equipadas con hélices de paso controlable, lo que permite que su uso sea eficiente de la potencia máxima a varias velocidades operativas.

Par poder realizar el proyecto de la hélice se tuvieron en cuenta dos situaciones en especial: el crucero para optimizar desempeño de la misma, y el despegue para verificar el comportamiento de la hélice en la situación más crítica con base en McCormick (1995), se desarrolló una herramienta computacional para evaluar la eficiencia de la hélice aplicando las teorías de *Blade element and vortex* donde se especifican algunas variables como:

- El diámetro ( $D$ ) de la hélice
- El número de palas
- La potencia del motor en el eje
- Los coeficientes de empuje ( $C_T$ ) y potencia ( $C_p$ ).

En la ecuación 5,8, se observa que la eficiencia de la hélice se expresa como:

$$\eta_p = J \frac{c_r}{c_p} \quad (5,8)$$

Y donde:

$$J = V/nD \quad (5,9)$$

Siendo  $V$  la velocidad de avance y  $n$  la velocidad de rotación de la hélice.

Se realizó el estudio para poder determinar entre varias opciones en el mercado, las que más se destacaron fueron las de categoría Hartzell y Avia, la hélice HC-B4 TN-5CL presentó una máxima eficiencia en función de la razón de avance como se puede ver en la figura 5 por tal razón fue escogida para operar en la aeronave VULTUR con un total de 6 palas por motor.

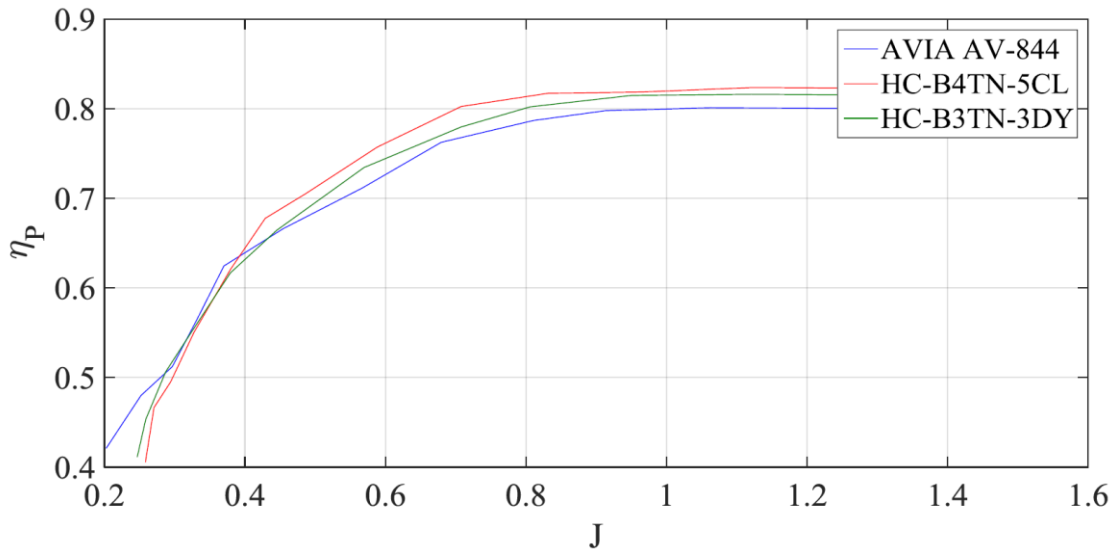


Figura 5. Eficiencia de la hélice vs razón de avance

## 5.6. Aspectos Aerodinámicos

En esta sección se describen y presentan los cálculos y comparaciones realizadas para optimizar el perfil aerodinámico, así como las metodologías utilizadas para obtener la configuración alar, el fuselaje y el empenaje de la aeronave VULTUR. Al finalizar esta sección se terminan los principales coeficientes aerodinámicos junto con la polar de arrastre de la aeronave. Se resalta que esta sección fue realizada por dos de los grupos de trabajo de grado, con los cuales se trabajaron en conjunto en el diseño conceptual de la aeronave VULTUR para el concurso de la FAC.

### 5.6.1. Perfil Aerodinámico

Para la optimización del perfil aerodinámico, primero se realizó una base de datos con diferentes perfiles aerodinámicos, los cuales fueron escogidos teniendo en cuenta la geometría que tienen los perfiles aerodinámicos de las aeronaves tipo STOL. De esta selección, como perfil base se determinó al DO A-5 utilizado por la aeronave Dornier 228, la cual se realizó en función de aspectos únicos como alta eficiencia aerodinámica, mayor cie sin embargo, también se buscaron y analizaron más geometrías similares. En este proyecto se muestran los siguientes 5 perfiles: DO A-5, EPPLER 555, EPPLER 715, NACA 65(2)-415 y EPPLER 855. Fueron realizadas simulaciones computacionales usando X-Foil, teniendo en cuenta el número de Reynolds a velocidad crucero.

La optimización del perfil aerodinámico fue realizada usando la combinación de las tres siguientes técnicas: Esquema de parametrización PARSEC, la solución del método de paneles y algoritmo genético. A continuación se hace una breve descripción de cada una de estas técnicas.

- **Esquema de parametrización de PARSEC**

PARSEC (Parametric Section) es un esquema de parametrización que utiliza la combinación lineal desconocida de funciones base para expresar la forma del perfil aerodinámico. Por medio de este se seleccionan doce variables de diseño para tener control directo sobre la forma del perfil aerodinámico. Más información del método PARSEC puede encontrarse en (Vecchia, Daniele y D'Amato, 2014).

- **Método de paneles**

El método de paneles es un modelo numérico el cual se basa en suposiciones simplificadoras sobre la física y las propiedades del flujo, es decir, son simplificaciones de las ecuaciones de Navier-Stokes. Bajo este es fundamental no considerar la viscosidad del fluido, considerando apenas el flujo potencial y el vórtice producido por la superficie. Para el desarrollo de este análisis fue utilizado X-foil, el cual es llamado por parte del código principal de optimización para generar las características aerodinámicas de los perfiles.

- **Algoritmo genético**

Un algoritmo genético (AG) es un método de búsqueda y optimización en el cual se imitan los principios evolutivos y el procesamiento cromosómico de la genética natural. Para el desarrollo del AG, se comenzó con la búsqueda de un conjunto aleatorio de soluciones, generalmente codificadas en estructuras de cuerdas binarias. A cada una de estas solución se le asigna una aptitud que se relacionada con una función objetivo; en este caso, la función objetivo corresponde a la eficiencia aerodinámica del perfil. Teniendo esto identificado, la población de soluciones se modificó a una nueva población, aplicando tres operadores similares a los operadores genéticos naturales: reproducción, cruce y mutación.

El proceso de optimización se realizó para el perfil que corresponde a la cuerda de raíz del ala. La figura 7 muestra la polar de los perfiles que fueron evaluados, junto con el perfil optimizado de la aeronave VULTUR.

Observe que el perfil VULTUR presentó un elevado coeficiente de sustentación para ángulo de ataque cero, además que también demostró alta eficiencia aerodinámica para ángulos relativamente bajos. De igual forma, los valores del coeficiente de arrastre son similares para ángulos de ataque menores a  $10^\circ$ , y el coeficiente de momento presenta un comportamiento estable hasta ángulos de ataque mayores a  $8^\circ$ . Esta característica se tornó ideal para efectos de estabilidad y control de la aeronave.

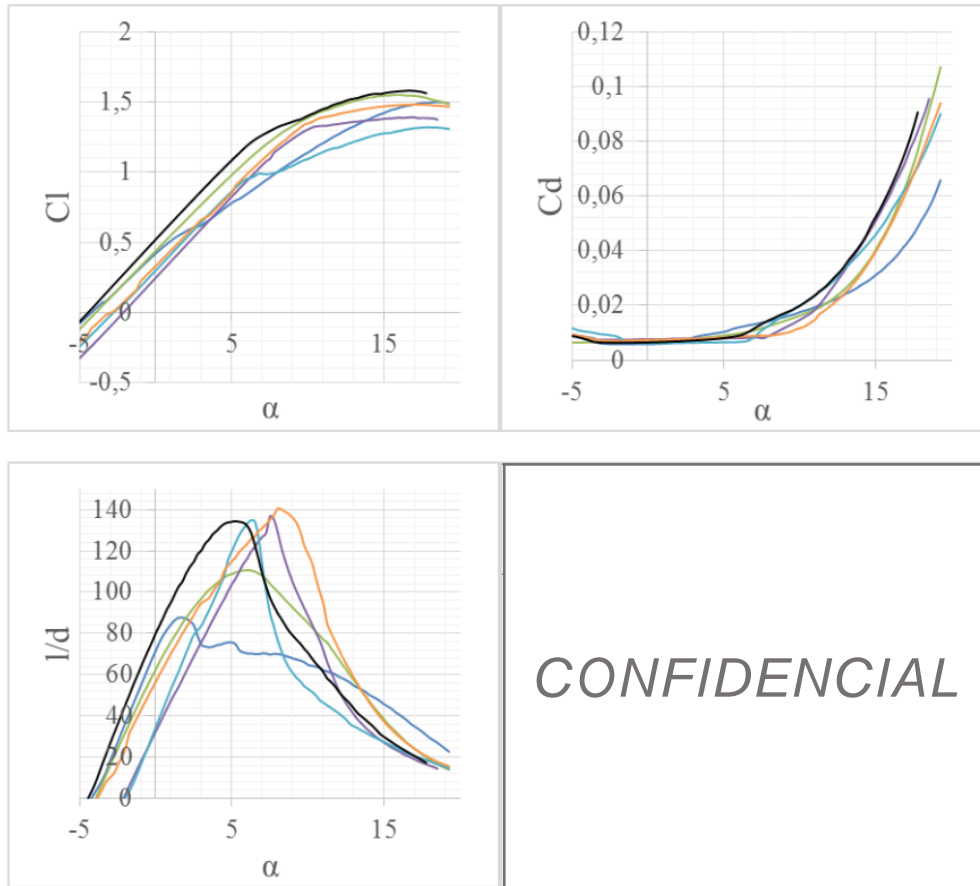


Figura 6. Coeficientes aerodinámicos de perfiles

Para más detalle de los procedimientos realizados para la selección y optimización del perfil aerodinámico, refiérase a la sección 11 del documento Rodríguez et al (2018). Diseño conceptual y preliminar de una aeronave tipo STOL - VULTUR

### 5.6.2. Diseño del ala

Para el ala principal y su diseño, se tuvo en cuenta los requisitos de diseño definidos en la sección anterior; de igual forma se basó en dos alternativas computacionales las cuales fueron utilizadas en este proceso, las cuales son: la teoría de Lifting Line y el método de Vórtex Lattice (VLM).

- **Lifting Line**

En esta metodología fue desarrollado un código en la herramienta computacional MATLAB. El flujo

potencial fue resuelto mediante la distribución de las singularidades de tipo vórtice herradura, cada uno con longitud diferente. Su solución fue realizada por expansión de la serie de Fourier, lo cual permitió que esta fuera rápida debido a las pocas ecuaciones que son resueltas.

#### • Método de vortex lattice

Por medio de este método se desarrolló un código donde el elemento de singularidad fue la solución de línea de vórtice de la ecuación de flujo potencial incompresible ( $V = \nabla\phi$ ), mientras que el flujo de no penetración en la superficie de los paneles de ala, se tomó como la condición de contorno impuesta.

En Rodríguez et al (2018) se muestran varias figuras en las cuales se observa que el esquema discretizado del ala junto con el comportamiento de estela, para un ángulo de ataque igual a  $5^\circ$ . De igual forma como resultado, se obtuvo un ala taperada, cuya distribución de sustentación es similar a una distribución elíptica ( $e = 1$ ). Con esta distribución de sustentación, se obtuvieron los diagramas de cortante y momento alar, los cuales ayudarán a agilizar el proceso de diseño preliminar de la aeronave. Finalmente, se incluyeron tanques de punta de ala (tip tanks), esto con el fin de aumentar la capacidad de combustible y su autonomía. De igual forma con este tipo de diseño también se ayudará a reducir aún más el arrastre inducido de la aeronave. La tabla 10, especifica las principales características de la configuración alar de la aeronave VULTUR.

Parámetros	Valor
Envergadura [m]	20,74
Cuerda de raíz [m]	3,271
Cuenta de punta [m]	1,337
Superficie alar [ $m^2$ ]	47,8
Relación de aspecto	9
Torsión geométrica (washout)	$1^\circ$
Ángulo de diedro (anhedral)	$-1^\circ$
Eficiencia de Oswald (e)	0,9803
Eficiencia aerodinámica	31,41
Perfil de la raíz	VULTUR (propio, optimizado)
Perfil en la punta	NACA 23018
Incidencia del ala	$2^\circ$

Tabla 10. Características del diseño del ala de la aeronave VULTUR

### 5.6.3. Diseño del fuselaje

Para el diseño del fuselaje se tuvieron en cuenta los requerimientos estipulados por la FAC, de igual forma se tuvo como principal objetivo, el obtener un fuselaje que brindara un alojamiento adecuado para la carga paga y todos los sistemas de la aeronave, sin afectar la seguridad y el confort de la tripulación. En primer estancia,

fue estimó la longitud del fuselaje usando modelos semi-empíricos de aeronaves de categoría similar, como por ejemplo: aeronaves turboprop y bimotoras; sin embargo, se consideró 0.5 metros como margen de seguridad, debido a la rampa de carga estipulada como requisito de diseño. Este cálculo se realizó en función del peso máximo de despegue ( $l_f = 0.37W_o^{0.51} = 17.5$  m) (Raymer, 2012; Vouvakos, Kallinderis y Menounou, 2010). Una vez obtenida la longitud del fuselaje, fue utilizada una relación de finura ( $l/h = 8$ ), con el fin de reducir el área mojada de la aeronave. Este valor fue usado por Nicolosi, Della Vecchia y Corcione (2015) y Vouvakos, Kallinderis y Menounou (2010) para calcular la contribución de arrastre de aeronaves categoría turboprop. Finalmente, la sección transversal del fuselaje fue diseñada en forma de ovalo, con el objetivo de reducir el arrastre de la aeronave (Sadraey, 2012).

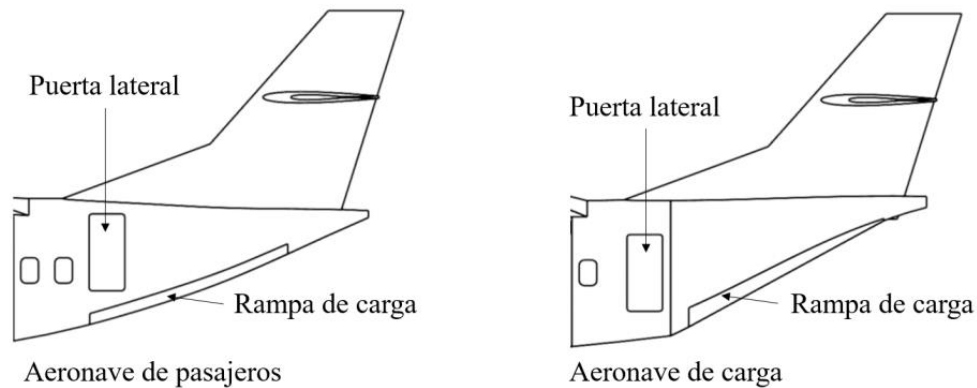


Figura 7. Configuraciones de fuselaje

#### 5.6.4. Diseño del empenaje

En el diseño inicial y en la estimación del tamaño del empenaje, se utilizó un enfoque histórico promedio, donde el área del empenaje horizontal dividida por el área del ala debe mostrar una relación consistente. Se optó por diseñar un empenaje en forma cruciforme, el cual permite aprovechar las ventajas del empenaje convencional y el empenaje en T, dado que es un híbrido entre estas dos. Esta tipo de configuración proporciona una adecuada estabilidad, además de reducir el peso estructural del mismo (Roskam, 1985)."

Las principales características geométricas del empenaje horizontal y empenaje vertical en la Tabla 11.

Parámetros	Empenaje horizontal	Empenaje vertical
Coficiente de volumen	0,9	0,08
Relación de taper	0,5	0,5
Relación de aspecto	7,23	2
Longitud [m]	8,9	3,075
Cuerda de raíz [m]	2,1	3,019
Área [m <sup>2</sup> ]	10,92	9,2
Ángulo de barrido	7,12°	41°
Perfil	NACA 0012	NACA 0010

Tabla 11. Características geométricas del empenaje de la aeronave VULTUR

### 5.6.5. Polar de arrastre

El arrastre total de la aeronave VULTUR se calculó basándose en el arrastre de todos sus componentes, como las alas, el empenaje, el fuselaje, la planta motriz y efectos misceláneos o de interferencia aerodinámica. De igual forma, se realizó una estimación de la contribución de arrastre en fases donde el tren de aterrizaje estuviera desplegado. Para el desarrollo de la estimación de la polar de arrastre de la aeronave, se usó relaciones empíricas; dicho método es útil durante la etapa de diseño conceptual, ya que proporciona las bases del comportamiento aerodinámico de la aeronave. La sumatoria completa del arrastre parásito ( $C_{D0}$ ) corresponde a todo el arrastre de la aeronave que no genera sustentación; por lo tanto, el arrastre parásito se calculó considerando el coeficiente de fricción ( $C_f$ ), el factor de forma (FF), los efectos de interferencia (Q) y el área mojada ( $S_{wet}$ ) de cada una de las superficies de la aeronave, como se expresa en la ecuación 5,9.

$$C_{D0} = \frac{\sum C_f \cdot FF \cdot Q \cdot S_{wet}}{S_w} + C_{D\ mis} \quad (5,9)$$

Donde  $S_w$  corresponde al área del ala y  $C_{D\ mis}$  representa un margen de seguridad debido a los efectos de interferencia entre las superficies aerodinámicas (misceláneo). Finalmente, la componente de arrastre inducido ( $C_{Di}$ ) del ala fue agregada con el objetivo de obtener el arrastre total, dado por la ecuación 5,10.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (5,10)$$

Donde  $C_{Di} = kCL^2$ , siendo  $k = 1/(\pi \cdot AR \cdot e)$ . El coeficiente de Oswald ( $e$ ) fue calculado a partir de la siguiente expresión:  $1.78 \cdot (1 - 0.04 \cdot AR^{0.68}) - 0.64$ . Después de predicciones aerodinámicas, la ecuación polar de arrastre analítica para la aeronave VULTUR, sin considerar el tren de aterrizaje es dado por la ecuación 5,11:

$$C_D = 0.0215 + 0.0453 D_L^2 \quad (5,11)$$

La ecuación 5,10 fue usada en todo el análisis de desempeño de la aeronave VULTUR.

### 5.7. Selección de tren de aterrizaje

Para el diseño de la aeronave VULTUR se estableció una propuesta inicial de tren de aterrizaje teniendo en cuenta los requerimientos de diseño estipulados por la FAC, estructura del tren y el arrastre parasito, planteando que contara con un tren de aterrizaje tipo *multi-bogie*, retráctil y en configuración triciclo esto debido a las ventajas que presenta por su mejor rendimiento en soporte de las cargas al momento de impacto con el terreno.

Teniendo en cuenta a Currey (1998) para poder tener un diseño de tren apropiado se deben desempeñar los siguientes requisitos:

- ✓ Distancia al suelo.
- ✓ Dirección.
- ✓ Rotación de despegue.



- ✓ Prevención de retroceso.
- ✓ Prevención de vuelco.
- ✓ Requisito de toma de tierra.
- ✓ Requisito de aterrizaje.
- ✓ Carga estática y dinámica.
- ✓ Integridad estructural de la aeronave.

Se tiene proyectado que los requisitos nombrados anteriormente sean logrados al final del diseño preliminar de la aeronave VULTUR. Se plantea como un concepto inicial una ubicación debajo de los motores como se muestra un ejemplo en la figura 8 de la aeronave del fabricante Bombardier Dash-8. Esta elección debido a que dicha configuración concede una mejor utilidad del espacio en el fuselaje y permite que el mismo este lo suficiente lejos del suelo durante el aterrizaje, brindando una mayor seguridad de la tripulación al desempeñar actividades como el aterrizaje y demás en pistas no preparadas.

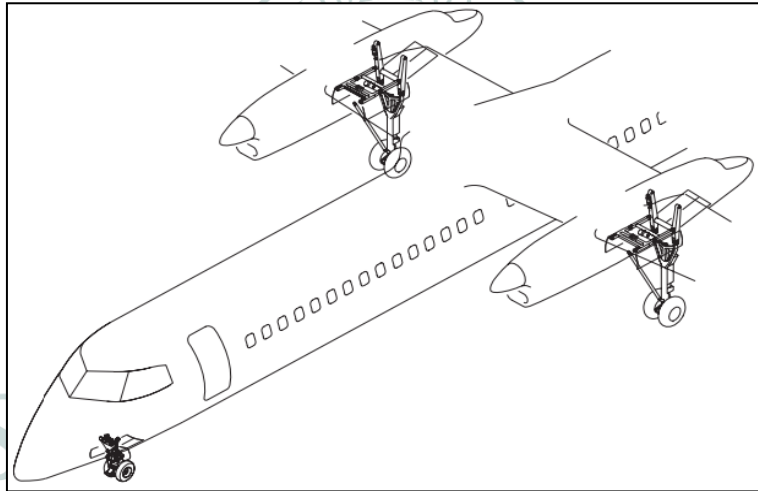


Figura 8. Ejemplo tren de aterrizaje Bombardier Dash-8. [http://www.smartcockpit.com/docs/Q400-Landing\\_Gear\\_1.pdf](http://www.smartcockpit.com/docs/Q400-Landing_Gear_1.pdf) - Revisado 02-ene-2019 [En línea]

Con el fin de calcular una estimación inicial del peso estructural del tren de aterrizaje se tuvo en cuenta el peso máximo de despegue de la aeronave. Este cálculo dio como resultado un peso de 260 kg, el cual será validado posteriormente en el diseño preliminar de la aeronave. Se tiene en cuenta que, en el diseño preliminar se deberá tener un sistema de amortiguación para el tren de aterrizaje. Como un primer planteamiento se sugiere el uso de un sistema de amortiguación tipo telescopio o ballesta debido a su mejor desempeño al recibir impactos generando que la aeronave VULTUR tenga un número mayor de ciclos y que su costo de manutención no sea elevado debido a sus características (Currey, 1988).

En relación con los materiales de fabricación, se sugiere usar aleaciones de fibra de carbono debido a sus propiedades para permitir la deformación elástica y generación de una adecuada absorción de impactos conservando la estructura. Además, es importante destacar el sistema de frenado, el cual será compuesto por discos de carbono y frenos ABS, que permitirán un frenado uniforme y seguro a la aeronave.



## 5.8. Análisis de desempeño

En esta parte se plantean las características de desempeño principales de la aeronave VULTUR al final del diseño conceptual. Como anteriormente se pudo analizar la carga de potencia representada en la figura 4, se desarrollaron una serie de técnicas gráficas y analíticas con el fin de garantizar que el sistema de propulsión cumpla con los requisitos de misión propuestos. Se utilizaron análisis de las fuerzas que actúan en la aeronave para poder así obtener las características de rendimiento, todo esto, durante la etapa de vuelo recto y nivelado, ascenso y giro.

### 5.8.1. Empuje disponible y empuje requerido

Para una situación de vuelo recto y nivelado con velocidad constante, Se tienen en cuenta las ecuaciones de equilibrio de la estática las cuales relacionan las cuatro fuerzas existentes en una aeronave. De tal modo que, para la condición de equilibrio se tiene la ecuación (5,12) y la ecuación (5,13) indicadas a continuación:

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_d \quad (5,12)$$

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (5,13)$$

Siendo:

- T = Fuerza de empuje
- D = Fuerza de arrastre
- L = Fuerza de sustentación
- W = El peso de la aeronave

De acuerdo con esto, dividiendo la ecuación 5,12, entre la ecuación 5,13, se alcanzó una estimación lineal del empuje requerido de la aeronave, dado por la ecuación 5,14.

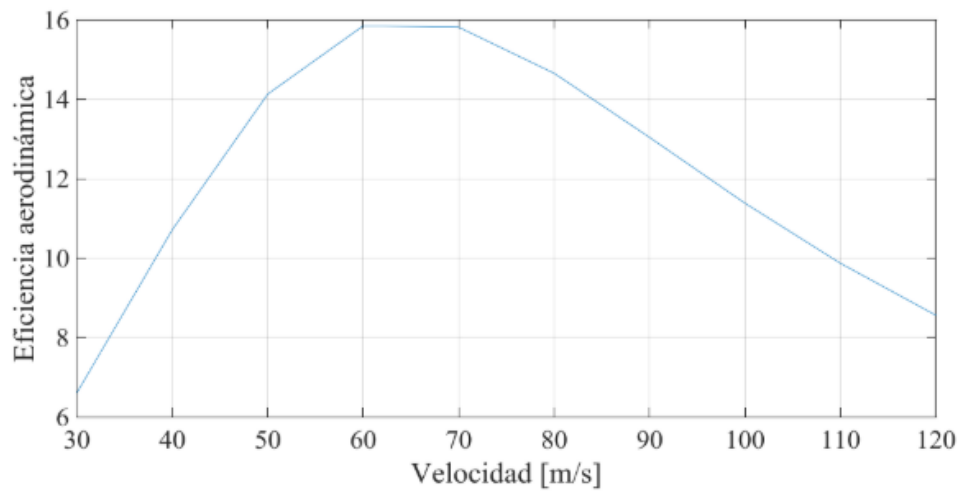
$$T_R = \frac{W}{\frac{C_L}{C_D}} \quad (5,14)$$

La figura 10 plantea la relación entre las fuerzas de empuje disponible y requerido, junto con las fuerzas de arrastre halladas con anterioridad a partir la polar de arrastre de la aeronave VULTUR.

El punto A y el punto C representan la velocidad mínima y máxima de la aeronave VULTUR, denotados aproximadamente como 26 m/s y 112 m/s, respectivamente. Por otro lado, la velocidad donde el empuje requerido es mínimo se representa en el punto B, aproximadamente 65 m/s, en otro orden de ideas, es el punto de velocidad donde se alcanza la mayor eficiencia aerodinámica figura 11 concluyendo así que una velocidad equivalente a 65 m/s se plantea ideal para operaciones de loiter.

**CONFIDENCIAL**

*Figura 9. Curvas de potencia.*



*Figura 10. Velocidad para máxima eficiencia aerodinámica*

### 5.8.2. Potencia disponible y potencia requerida

Realizando el producto entre el respectivo empuje y la velocidad de vuelo (ecuación 5,15) fueron obtenidas las curvas de potencia disponible  $P_d$  y potencia requerida  $P_r$ .

$$P_R = T_R V = \frac{W}{\frac{c_L}{c_D}} V \quad (5,15)$$

Con base a esto se puede ver a continuación en la figura 7 expresada la relación gráficamente de la eficiencia aerodinámica y la velocidad:

Posteriormente, despejando la velocidad de la ecuación 7 y reemplazándola en la ecuación 5,15, se obtiene como resultado la ecuación 5,16 a continuación:

$$P_R = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho S C_L^3}} \quad (5,16)$$

Por lo cual, las características asociadas con la máxima relación  $C_L^{\frac{3}{2}}/C_D$  son válidas para el valor mínimo de la potencia requerida, la figura 8 muestra las curvas de potencia disponible y potencia requerida de la aeronave VULTUR, tomando en cuenta 75% y 100% de la potencia disponible del motor. Este análisis fue esencial para poder estimar otras velocidades relevantes de la esta aeronave, por ejemplo, la velocidad de crucero (101 m/s) y la velocidad de pérdida (39,14 m/s), (Rodriguez et al, 2019).

### 5.8.3. Razón de ascenso

La razón de ascenso denominado como  $(R/C)$  y corresponde a la velocidad vertical de la aeronave, el cual es calculado por la diferencia entre el potencial disponible y la potencia requerida, es decir, la razón de ascenso es el exceso de potencia disponible como se puede ver en la ecuación 5,17 y en la figura 5,18 representado gráficamente como se puede ver a continuación:



*Figura 11. Curvas de potencia*

$$\frac{R}{C} = \frac{P_d - P_R}{W} = V \sin \theta \quad (5,17)$$

Posteriormente la polar de velocidades para la razón de ascenso de la aeronave se puede ver gráficamente en la figura 13 a continuación, donde se puede verificar que el mejor ángulo para la razón de ascenso de  $5,45^\circ$  se obtiene a una velocidad de 70 m/s, cuya velocidad de ascenso ideal es 6,65 m/s.

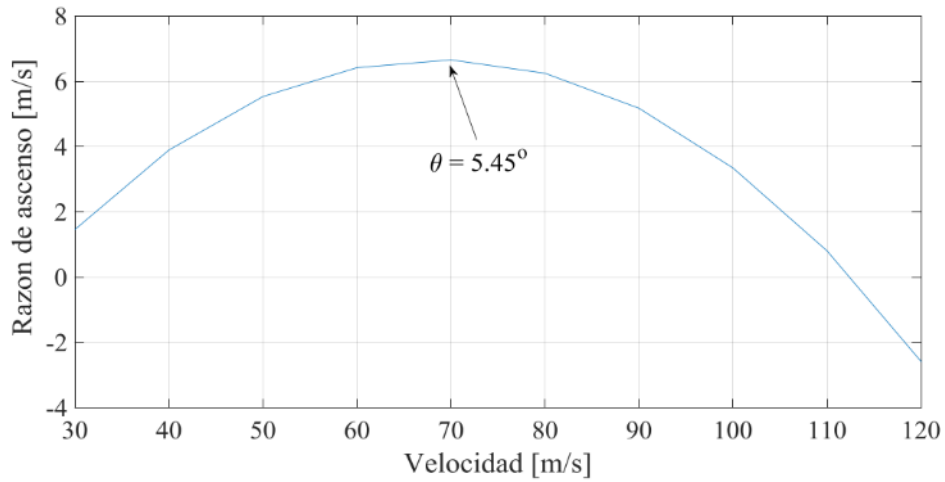


Figura 12. Curvas de razón de ascenso

#### 5.8.4. Distancias de despegue y aterrizaje

Para poder calcular las distancias de despegue y aterrizaje se emplearon las ecuaciones 5,18 y 5,19 respectivamente, las cuales relacionan las fuerzas de aceleración brindada por la hélice y el total obtenido de la suma del arrastre aerodinámico y el arrastre por fricción, como se muestra a continuación:

$$S_{to} = \frac{144W^2}{g\rho SC_{lmax}\{T-[D+v(W-L)]\}_{0,7V_{to}}} \quad (5,18)$$

$$S_L = \frac{W^2}{g\rho SC_{Lmax}\{[D+v(W-L)]\}_{0,7V_{stall}}} \quad (5,19)$$

Donde  $v$  representa el coeficiente de fricción. Las principales fuerzas presentadas en la ecuación 11, fueron calculadas al 70% de la velocidad de despegue, la cual según normas FAR 23, no debe exceder el 20% de la velocidad de pérdida. La tabla 12 muestra las distancias de despegue y aterrizaje de la aeronave VULTUR a diferentes altitudes de despegue, e incluyendo el uso de *flaps*, desplegados a 45° (Rodríguez et al, 2019)

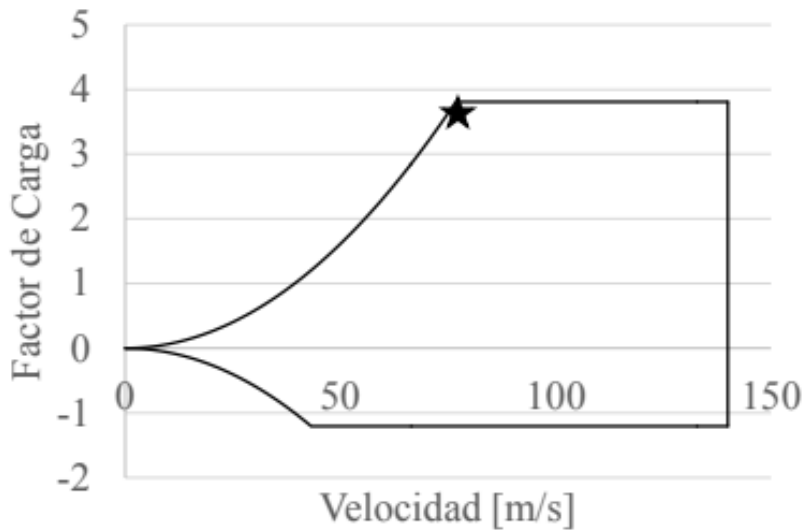
Variable	Distancia de despegue (m)	Distancia de aterrizaje (m)
MSL	659,36	745,41
Altura Bogotá	870,07	931,72
Altura Bogotá con Flaps	832,48	886,42

Tabla 12. Distancias de despegue y aterrizaje a diferentes variables

Se debe tener en cuenta que se cumplen los requisitos de diseño estipulados inicialmente por la FAC pero debido a la altura de Bogotá es necesario realizar el uso de los flaps para poder suplir los requerimientos de la aeronave VULTUR.

### 5.8.5. Diagrama V-N

La forma gráfica empleada para verificar las limitaciones estructurales de la aeronave se denomina un diagrama V-N, este se encuentra en relación de la velocidad de vuelo y del factor de carga. El cálculo para plasmar dicho diagrama se efectuó mediante la metodología analítica propuesta en la norma FAR PARTE-23 considerando la categoría de la aeronave VULTUR definida como commuter. Durante la fase de diseño conceptual se desarrollo apenas el diagrama V-N base. Por tal razón, aspectos como el factor de carga límite serán analizados durante el diseño preliminar. La figura 14 muestra el diagrama V-N de la aeronave VULTUR al final del diseño conceptual. Se observa que la velocidad de maniobra( $V^*$ ) alcanza los 79.5 m/s y la velocidad última, 140 m/s.



LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Figura 13. Diagrama V-N

## 5.9. Consideraciones finales y CAD conceptual

Teniendo en cuenta los dimensionamientos conceptuales y análisis de optimización realizados para la aeronave VULTUR, se realizaron algunas comparaciones geométricas y de rendimiento entre la aeronave VULTUR y las dos aeronaves de la misma categoría seleccionadas en el *baseline*: Dornier 228 y Casa 212. Los datos presentados en la tabla 13 son relevantes para resaltar algunas pautas en la comparación de las características de la aeronave.

PARÁMETRO	AERONAVE		
	VULTUR	DORNIER 228	CASA 212
Envergadura (m)	20,74	16,97	20,3
Longitud (m)	17,5	16,56	16,2
Superficie del ala (m <sup>2</sup> )	47,8	32	41
“Aspect Ratio”	9	9	10
Peso vacío (kg)	4222,94	3900	3780
MTOW (Kg)	8397	6600	7700
Velocidad de pérdida (m/s)	39,14	41,11	40,27
Velocidad crucero (m/s)	101,6	87,5	83,33
Distancias de despegue / Aterrizaje (m)	659/740	1219/527	895/865
Sistema de propulsión	“Twin-Turboprop”	“Twin-Turboprop”	“Twin-Turboprop”
“Wingtip device”	Tip-tanks	No	No

Tabla 13. Comparación de parámetros con aeronaves elegidas en el *baseline*

Como se puede observar la aeronave VULTUR satisface los parámetros de diseño de aeronaves de la categoría commuter, además de presentar ventajas considerables. Por ejemplo, mayor velocidad de crucero, menores distancias de despegue y aterrizaje y menor velocidad de pérdida. La característica que sobresale de la aeronave VULTUR en comparación con las otras aeronaves es la implementación de un dispositivo de punta de ala, tipo tip-tank. Este dispositivo, además de aumentar la capacidad de combustible de la aeronave, aumenta la envergadura efectiva, la cual reduce el arrastre inducido y optimiza todas las fases de vuelo de la aeronave, con un consumo de combustible menor.

Finalmente, cabe resaltar que las características de diseño de la aeronave VULTUR se encuentran dentro de los parámetros de diseño de aeronaves turbo-hélice y bimotoras presentadas por Vouvakos, Kallinderis y Menounou (2010), Marinus y Maison (2016) y Marinus y Poppe (2015). En ese sentido, se puede concluir que el proceso de diseño conceptual de la aeronave VULTUR fue ejecutado correctamente, satisfaciendo los requisitos de diseño estipulados por la FAC y dando lugar a simulaciones computacionales, experimentos y todo el proceso de diseño preliminar (parte de estos procedimientos fueron realizados en los trabajos de grado asociados a este). A continuación, se presenta una figura con las 3 vistas de la aeronave VULTUR, así como algunas figuras renderizadas de la misma.

*CONFIDENCIAL*

*CONFIDENCIAL*

*CONFIDENCIAL*

*CONFIDENCIAL*

*Figura 14. CAD, planos y render de la aeronave VULTUR*

*Nota: Dimensiones en metros.*

## 5.10. Análisis de costos

La estimación de costos de una aeronave es un aspecto de suma importancia en su diseño, ya que el cliente, en este caso la FAC, además de verificar que la aeronave cumpla los requerimientos de diseño estipulados inicialmente, debe utilizar algunos criterios diferentes al rendimiento de la aeronave para poder seleccionar la propuesta más viable. Inicialmente se realiza la verificación de los datos técnicos y de las cualidades de diseño, pero también es esencial para el cliente poder conocer la proyección de costos en temas de fabricación, la relación de costos según la cantidad de aeronaves, el personal y las horas necesarias para poder llevar a cabo el proyecto en futuras etapas, entre otros aspectos.

Teniendo en cuenta lo anterior mencionado para la aeronave VULTUR se realizó un análisis de costos inicial con base en métodos empíricos planteados en (Dudmundsson 2014) y (Raymer 2012) en donde se empleó el método DAPCA (*Development and Procurement Cost of Aircraft, Version IV*) el cual es empleado para estimar el desarrollo de costos de una nueva aeronave militar, comúnmente definido como DAPCA IV, éste define relaciones de estimación de costos las cuales se plantean por medio de un conjunto de ecuaciones estadísticas prediciendo los precios de adquisición de aeronaves utilizando información conceptual conocida de la aeronave como peso vacío y velocidad máxima.

En otras palabras, DAPCA es usado principalmente para estimar el costo de etapas de investigación, desarrollo, pruebas y evaluación definido como RDT&E (*Research, development, testing, and evaluation*) y adicional la estimación de la fuerza laboral, es decir costo de ingeniería, herramientas, mano de obra de fabricación y control de calidad.

Es muy importante resaltar que los análisis de costos realizados en este proyecto de grado para la aeronave VULTUR presentaron unos valores extremadamente altos en comparación con el costo real de una aeronave de este tipo debido a que se emplearon métodos empíricos que por lo general en una etapa de diseño conceptual representan una primera estimación de los costos de la aeronave y no suelen ser aproximados además de que teniendo en cuenta que la metodología documentada en diferentes libros de diseño está diseñada para diferentes aeronaves militares empleando otros tipos de motores a los turboprop y en misiones distintas. En este proyecto se quiso representar como un parámetro inicial de costos, pero se plantea como objetivo futuro realizar un análisis más detallado con el fin de obtener un resultado más aproximado al valor real de la aeronave.

Inicialmente se determinaron los diferentes números de horas hombre de ingeniería, horas de trabajo de herramientas y horas de trabajo respecto a fabricación.

### 5.10.1. Número de horas-hombre requeridas

#### a. Número de horas-hombre de ingeniería

Es el número requerido de horas-hombre enfocado en el área de ingeniería que se debe destinar para poder realizar el diseño de la aeronave VULTUR y desarrollar el preciso RDT&E, se obtuvo de la ecuación 4,1:



$$H_{ENG} = 0,0396 * W_{airframe}^{0,791} * V_H^{1,526} * N^{0,183} * F_{CERT} * F_{CF} * F_{COMP} * F_{PRESS} \quad (5,20)$$

Donde:

- $W_{airframe}$  = Peso del esqueleto estructural, el cual según (Gudmundsson 2014) se define como el 65% del peso del peso vacío de la aeronave.
- $V_H$  = Velocidad máxima en KTAS.
- $N$  = Numero de aeronaves planeadas para producir en un periodo de 5 años.
- $F_{CERT}$  = Definido como 1 para una aeronave certificada bajo 14 CFR Parte 23.
- $F_{CF}$  = Definido como 1 para un sistema de *flaps* simples.
- $F_{COMP} = 1 + f_{comp}$  = Definido como un factor a tener en cuenta para el uso de compuestos en la estructura.
- $f_{comp}$  = Fracción de la estructura del avión echo de materiales compuestos.
- $F_{PRESS}$  = Definido como 1,03 para una aeronave presurizada.

Realizando la operación de la ecuación 4,2 se pudo obtener el número de horas hombre de ingeniería para la aeronave VULTUR indicadas a continuación, el proceso se realizó para un numero de 500 aeronaves como se puede ver en el Apéndice A.

$$H_{ENG} = 247.547,45 \text{ horas} \quad (5,21)$$

#### b. Número de horas-hombre de trabajo de trabajo de herramientas

Esta es la cantidad de horas requeridas para utilización de las herramientas por parte del personal con el fin de realizar el proceso de diseño y fabricación, tales herramientas como: accesorios, plantillas, moldes y demás para la aeronave VULTUR. Este número de horas se estimó teniendo en cuenta la ecuación 4,3.

$$H_{TOOL} = 1,0032 * W_{airframe}^{0,764} * V_H^{0,899} * N^{0,178} * Q_m^{0,066} * F_{TAPER} * F_{CF} * F_{COMP} * F_{PRESS} \quad (5,22)$$

Donde:

- $Q_m$  = Tasa de producción estimada en número de aeronaves por mes ( $=N/60$  por 60 meses/5 años).
- $F_{TAPER}$  = Definido como 1 para un ala taperada
- $F_{CF}$  = Definido como 1 para un sistema de *flaps* simples.
- $F_{COMP} = 1 + f_{comp}$  = Definido como un factor a tener en cuenta para el uso de compuestos en la estructura.
- $F_{PRESS}$  = Definido como 1,01 para una aeronave presurizada.

Realizando la operación de la ecuación 4,4 se pudo obtener el número de horas hombre de trabajo de herramientas para la aeronave VULTUR indicadas a continuación, el proceso se realizó para un numero de

500 aeronaves como se puede ver en el Apéndice A.

$$H_{TOOL} = 106.750,10 \text{ horas} \quad (5,23)$$

### c. Número de horas-hombre de trabajo para fabricación

Se realizó el cálculo del número de horas hombre para realizar la fabricación de la aeronave VULTUR teniendo en cuenta la ecuación 4,5.

$$H_{MFG} = 9,6613 * W_{airframe}^{0,74} * V_H^{0,543} * N^{0,524} * F_{CERT} * F_{CF} * F_{COMP} \quad (5,24)$$

Donde:

- $F_{CERT}$  = Definido como 1 para una aeronave certificada bajo 14 CFR Parte 23.
- $F_{CF}$  = Definido como 1 para un sistema de *flaps* simples.
- $F_{COMP} = 1 + 0,25 * f_{comp}$  = Definido como un factor a tener en cuenta para el uso de compuestos en la estructura.

Realizando la operación de la ecuación 4,6 se pudo obtener el número de horas hombre de fabricación para la aeronave VULTUR indicadas a continuación, el proceso se realizó para un numero de 500 aeronaves como se puede ver en el Apéndice A.

$$H_{MFG} = 134.483,58 \text{ horas} \quad (5,25)$$

Se debe tener en cuenta que el número de horas inicial puede varia a medidas que se realice el proceso de ejecución de las futuras etapas de diseño como lo define (Gudmundsson 2014).

### 5.10.2. Cálculo de costos

Una vez ya determinadas el número de horas hombre necesarias para el diseño y fabricación de la aeronave VULTUR se llevó a cabo el cálculo para poder estimar los diferentes costos de ingeniería, de apoyo al desarrollo, de operaciones de prueba de vuelo, de fabricación y demás, todos empleando métodos empíricos y estadísticos definidos en el libro de diseño de Gudmundsson, por tal razón se definen en dólares americanos.

#### a. Costo total de ingeniería

El costo total de ingeniería para la aeronave VULTUR se define con la ecuación 4,7.

$$C_{ENG} = 2,0969 * H_{ENG} * R_{ENG} * CPI_{2019} \quad (5,26)$$

Donde:

- $R_{ENG} = \$92/\text{Hora}$  Tasa de trabajo de ingeniería en \$USD por hora

- $CPI_{2019} = 2,48$  Índice de precios al consumidor en relación con el año 2019

El valor del CPI fue ajustado a la fecha actual para que los costos puedan reflejar un valor lo más aproximado posible, esto fue viable por medio de la aplicación del precio al consumidor y el sitio web de la oficina de trabajo estadístico de los Estados Unidos. Finalmente se obtuvo como resultado como costo de ingeniería el valor indicado a continuación.

$$C_{ENG} = \$ 115.859,16 \text{ USD}$$



LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

### b. Costo total de soporte en desarrollo

Se realizó la estimación de los gastos generales de administración, logística, recursos humanos, personal de mantenimiento en las instalaciones, entidades requeridas para apoyar el desarrollo, pago de salarios, y otros aspectos necesarios para la fabricación de la aeronave VULTUR definido por la ecuación 4,8.

$$C_{DEV} = 0,06458 * W_{airframe}^{0,873} * V_H^{1,89} * N_p^{0,346} * CPI_{2019} * F_{CERT} * F_{CF} * F_{COMP} * F_{PRESS} \quad (5,27)$$

Donde:

- $N_p$  = Numero de prototipos
- $F_{CERT}$  = Definido como 1 para una aeronave certificada bajo 14 CFR Parte 23
- $F_{CF}$  = Definido como 1 para un sistema de *flaps* simples.
- $F_{COMP} = 1 + 0,5 * f_{comp}$  = Definido como un factor a tener en cuenta para el uso de compuestos en la estructura.
- $F_{PRESS}$  = Definido como 1,03 para una aeronave presurizada.

Obteniendo como resultado el siguiente valor para una aeronave:

$$C_{DEV} = \$15.311.471 USD$$

### c. Costo total de operación en vuelo de prueba

Se realizó la estimación del costo total para la implementación del programa de vuelos de prueba para las etapas de desarrollo y certificación empleado la siguiente ecuación 4,9.

$$C_{FT} = 0,009646 * W_{airframe}^{1,16} * V_H^{1,3718} * N_p^{1,281} * CPI_{2019} * F_{CERT} \quad (5,28)$$

Donde:

- $F_{CERT}$  = Definido como 1 para una aeronave certificada bajo 14 CFR Parte 23

Obteniendo como resultado el siguiente valor para una aeronave:

$$C_{FT} = \$1.370.703 USD$$

### d. Costo total de herramientas

Para poder llevar a cabo la fabricación de la aeronave VULTUR de debe tener en cuenta los costos de las herramientas empleadas para su diseño y fabricación indicados anteriormente. Asimismo, también se requieren ingenieros industriales y técnicos para el trabajo de diseño. Este costo se evalúa en la ecuación 4,10.

$$C_{TOOL} = 2,0969 * H_{TOOL} * R_{TOOL} * CPI_{2019} \quad (5,29)$$

Donde:

- $R_{ENG} = \$60/\text{Hora}$  Tasa de trabajo de herramientas en \$USD por hora

Obteniendo como resultado el siguiente valor para una aeronave:

$$C_{TOOL} = \$ 33.308.032 \text{ USD}$$

#### e. Costo total de fabricación

Se estimó el costo total que conlleva la mano de obra de fabricación requerido para la producción de la aeronave VULTUR empleando la ecuación 4,11.

$$C_{MFG} = 2,0969 * H_{MFG} * R_{MFG} * CPI_{2019} \quad (5,30)$$

Donde:

- $R_{MFG} = \$50/\text{Hora}$  Tasa de trabajo de fabricación en \$USD por hora

Obteniendo como resultado el siguiente valor para una aeronave:

$$C_{MFG} = \$34.967.829 \text{ USD}$$

#### f. Costo total de control de calidad

Control calidad abarca el costo de los técnicos y el equipo requerido para poder demostrar que la aeronave VULTUR que se fabricara cumple con las especificaciones de diseño planteados inicialmente, se estimó empleando la ecuación 4,12.

$$C_{QC} = 0,13 * C_{MFG} * F_{CERT} * F_{COMP} \quad (5,31)$$

Donde:

- $F_{CERT} =$  Definido como 1 para una aeronave certificada bajo 14 CFR Parte 23
- $F_{COMP} = 1 + 0,5 * f_{comp} =$  Definido como un factor a tener en cuenta para el uso de compuestos en la estructura.

Obteniendo como resultado el siguiente valor para una aeronave:

$$C_{QC} = \$ 4.773.109 \text{ USD}$$

#### g. Costo total de materiales

Este costo esta abarca la materia prima que se utilizara en la aeronave VULTUR como lo es láminas de aluminio, tren de aterrizaje, aviónica, etc. Todo lo requerido para fabricar el avión, fue estimado por la ecuación 4,13.

$$C_{MAT} = 24,896 * W_{aframe}^{0,689} * V_H^{0,624} * N^{0,792} * CPI_{2019} * F_{CERT} * F_{CF} * F_{PRESS} \quad (5,32)$$

Donde:

- $F_{CERT}$  = Definido como 1 para una aeronave certificada bajo 14 CFR Parte 23
- $F_{CF}$  = Definido como 1 para un sistema de *flaps* simples.
- $F_{PRESS}$  = Definido como 1,01 para una aeronave presurizada.

Obteniendo como resultado el siguiente valor para una aeronave:

$$C_{MAT} = \$ 859.074 \text{ USD}$$

#### **h. Costo total para certificación**

El costo total para obtener la certificación de la aeronave incluye el costo de ingeniería, soporte de desarrollo, pruebas en vuelo y herramientas, tomando en cuenta que estas últimas se utilicen para producir al menos uno de los prototipos, este costo fue estimado con la ecuación 4,14.

$$C_{CERT} = C_{ENG} + C_{DEV} + C_{FT} + C_{TOOL} \quad (5,33)$$

Obteniendo como resultado el siguiente valor para una aeronave:

$$C_{CERT} = \$ 165'849.366 \text{ USD}$$

#### **i. Costo de planta motriz y aviónica**

##### **✓ Planta motriz:**

El costo de planta motriz depende del número de motores a utilizar  $N_{pp}$  y su tipo, en el caso de la aeronave VULTUR se emplearán dos motores *turboprop*. Por consiguiente, se estimó el costo a partir de la ecuación 4,15.

$$C_{pp} = 377,4 * N_{pp} * P_{SHP} * CPI_{2019} \quad (5,34)$$

Donde:

- $P_{SHP} = 939 \text{ brake-horsepower}$
- $CPI_{2019} = 2,48$

Obteniendo como resultado el siguiente valor para una aeronave:

$$C_{pp} = \$ 1'757.175 \text{ USD}$$

✓ **Aviónica:**

Según la bibliografía (Gudmundsson 2014) se tuvo en cuenta que a falta de información de los sistemas de aviónica en etapas conceptuales se puede emplear un valor de \$15.000 USD (Aeronave certificada en 14 CFR Parte 23) a los equipos necesarios para la aeronave a diseñar.

**j. Costo total de la aeronave**

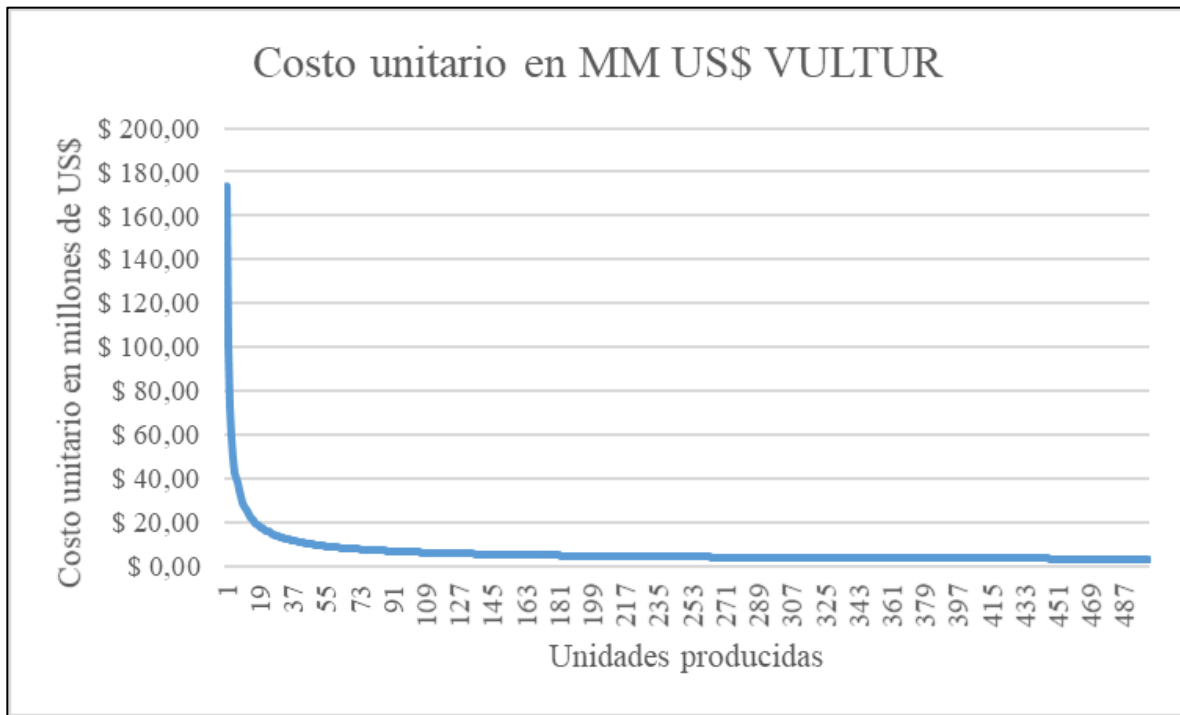
Realizando la estimación de todos los costos seccionados para el diseño y fabricación en etapas posteriores de la aeronave VULTUR se procede a realizar la suma total de los mismos, con el fin de conocer un valor de costo total como se muestra a continuación:

$$\text{Costo conceptual VULTUR} = \$ 173'253.723 *$$

\*Teniendo en cuenta lo mencionado anteriormente respecto al valor desfasado que se obtuvo para el costo de la aeronave VULTUR es importante manifestar que se trata de un valor conceptual que se plantea para una etapa inicial y no se considera el valor real para la misma, por lo cual se debe realizar un análisis en las etapas posteriores con el objetivo de generar una mayor aproximación a aeronaves de esta categoría. Con base en documentación obtenida en diferentes libros de diseño y recursos virtuales para estos tipos de aeronaves el costo total oscila en un estimado de 4 veces el precio de venta normal. Teniendo en cuenta las aeronaves denotadas en el Baseline se pudo estimar un valor aproximado para la aeronave VULTUR como se puede ver a continuación:

$$\text{Costo aproximado VULTUR} = \$ 35'600.000$$

El cálculo de los costos se realizó para un total de 500 aeronaves como se muestra en el Apéndice A. Esto se con el objetivo de poder evidenciar la curva de aprendizaje y la disminución de los costos unitarios a medida que la cantidad de aeronaves fabricadas aumenta, generando una proyección inversamente proporcional como se puede apreciar en la figura 3.



*Figura 15. Costo unitario vs unidades producidas*



**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente.



LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

## Capítulo 6

### Conclusiones y Recomendaciones

- Se realizó el análisis comparativo de aeronaves donde se pudo evidenciar que la aeronave VULTUR satisface los parámetros de diseño de aeronaves de la misma categoría como por ejemplo el Dornier 228 y el CASA 212, además cuenta con ventajas considerables. Por ejemplo, una mayor velocidad de crucero, menores distancias de despegue y aterrizaje y menor velocidad de pérdida. Esto genera grandes oportunidades a la aeronave en un futuro diseño preliminar y detallado.
- Se determinó la configuración más favorable para empenaje, las alas y el fuselaje siempre basados en suplir los requerimientos de la FAC brindando un alojamiento adecuado para la carga paga y los sistemas de la aeronave. Además, resaltando entre estos el empenaje en forma cruciforme, el cual permitirá aprovechar las ventajas del empenaje convencional y el empenaje en T, proporcionando una adecuada estabilidad y reducción del peso estructural.
- Se recopiló la información obtenida por los participantes del concurso de la FAC, para llevar a cabo un análisis de desempeño de la aeronave donde se evidencio que el sistema de propulsión cumple con los requisitos de misión de la aeronave VULTUR, además, se determinó el mejor ángulo de ascenso y distancias de despegue y aterrizaje donde se evidencio que para una ciudad como Bogotá es necesario que la aeronave incluya flaps.
- Se realizó la primera estimación de pesos de la aeronave, para esto se tuvo en cuenta los requisitos de diseño propuestos por la FAC, ya que se estipuló un peso máximo de despegue (MTWO,  $W_o$ ) de 8618,2 Kg. Sin embargo para la obtención del peso en vacío ( $W_e$ ), peso de combustible ( $W_{fuel}$ ) y el peso de la carga paga ( $W_{payload}$ ), se usó como herramienta métodos empíricos y basados en fuentes bibliográficas (Raymer, 2012; Roskam 1985), desglosando así el valor de MTOW y obteniendo los siguientes pesos para la aeronave VULTUR: MTOW= 8397 Kg;  $W_{empty}$ = 4220 Kg;  $W_{fuel}$ = 1575 Kg.



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente.

...

# Bibliografía

- Abdalla, A. M. (2009). OMPP para projeto conceitual de aeronaves, baseado em heurísticas evolucionárias e de tomadas de decisões. (Doctoral dissertation, Universidade de São Paulo).
- Brandt, S. Stilles, R. Bertin, J. and Whitford, R (1997). Introduction to aeronautics: A design perspective. AIAA Education Series.
- Bravo-Mosquera, P. D., Cerón-Muñoz, H. D., Díaz-Vázquez, G., & Catalano, F. M. (2018). Conceptual design and CFD analysis of a new prototype of agricultural aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 80, 156-176.
- Coiro, D. P., Nicolosi, F., & Grasso, F. (2009). Design and Testing of a Multi-Element Airfoil for Short-Takeoff-and-Landing Ultralight Aircraft. *Journal of Aircraft*, 46(5), 1795-1807.
- Currey, N. S. (1988). Aircraft landing gear design: principles and practices. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Della Vecchia, P., Daniele, E., & D'Amato, E. (2014). An airfoil shape optimization technique coupling PARSEC parameterization and evolutionary algorithm. *Aerospace Science and Technology*, 32(1), 103-110.
- Doll, T. J., & Folds, D. J. (1986). Auditory signals in military aircraft: ergonomics principles versus practice. *Applied Ergonomics*, 17(4), 257-264.
- FAA. (2018). Part 23 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. United States: FAA.
- Fernandes, J. E. D. M., Gomes, L. F. A. M., Mello, J. C. C. B. S., & Gomes Júnior, S. F. (2013). Commuter aircraft choice using a modified borda method using the median. *Journal of Transport Literature*, 7(2), 171-191.
- Galloy, T. L. (1997). A Study of Commuter Aircraft Design. ASME, p.1.
- Glasscock, R., Galea, M., Williams, W., & Glesk, T. (2017). Hybrid electric aircraft propulsion case study for skydiving mission. *Aerospace*, 4(3), 45.
- Kovacs, J. (1986). Filosofia de projeto: um roteiro para desenvolvimento de aeronaves. Resumo

de palestras.

McCormick, B. W. (1995). Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics (Vol. 2). New York: Wiley.

Marinus, B. G., & Maison, J. (2016). Fuel weight estimates of military turbo-propeller transport aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 55, 458-464.

Marinus, B. G., & Poppe, J. (2015). Data and design models for military turbo-propeller aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 41, 63-80.

Mattingly, J. D., Heiser, W. H., & Pratt, D. T. (2002). Aircraft engine design. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Mckelvey, R. (1981). Commuter aircraft design. Annual meeting and technical display. AIAA.

Mirzaei, M., Karimi, M. H., & Vaziri, M. A. (2012). An investigation of a tactical cargo aircraft aft body drag reduction based on CFD analysis and wind tunnel tests. *Aerospace Science and Technology*, 23(1), 263-269.

Nicolai, L. M., & Carichner, G. E. (2010). Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Volume 1—Aircraft Design. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Nicolosi, F., Della Vecchia, P., Ciliberti, D., & Cusati, V. (2014). Development of new preliminary design methodologies for regional turboprop aircraft by CFD analyses. Proceedings of the International Council of the Aeronautical Sciences, Optimage Ltd, St. Petersburg.

Nicolosi, F., Della Vecchia, P., & Corcione, S. (2012). Aerodynamic analysis and design of a twin engine commuter aircraft. Proceedings of ICAS.

Paz, S. P. (2015). Introduction to Vortex Lattice Theory. *Ciencia y poder aéreo*, 10(1), 39-48.

Perez J, Castillo J (2019). *DISEÑO PRELIMINAR DEL FUSELJAE Y TREN DE ATERRIZAJE DE UNA AERONAVE COMMUTER TIPO STOL*. Bogotá: Fundación Universitaria Los Libertadores.

Piedra, S., Martinez, E., Escalante-Velazquez, C. A., & Jimenez, S. M. A. (2018). Computational aerodynamics analysis of a light sport aircraft: Compliance study for stall speed and longitudinal stability certification requirements. *Aerospace Science*

- and Technology, 82, 234-242.
- Pornet, C., & Isikveren, A. T. (2015). Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 79, 114-135.
- RAC-4. (2016). Unidad administrativa especial de la aeronáutica civil. Normas de aeronavegabilidad y operación de aeronaves.
- Raymer, D. (2012). *Aircraft Design: A Conceptual Approach 5e* and RDSWin STUDENT. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Rivas, R. R. (2007). *Ergonomía en el diseño y la producción industrial*. Nobuko.
- Rivera, R. Giha, Y. Restrepo, C. Lahuerta, Y. Moreno, J. Ramos, K. Gonzáles, A. Barrera, M. y Quitián, H. (2010). Logros de política integral de defensa y seguridad para la prosperidad. Dirección de estudios sectoriales. Ministerio de defensa.
- Rodriguez D, Rodriguez J (2019). *OPTIMIZACIÓN DE UN PERFIL AERODINÁMICO PARA UNA AERONAVE CATEGORÍA COMMUTER TIPO STOL UTILIZANDO ALGORITMO GENÉTICO*. Bogotá: Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Rodriguez, E., Lopez, A., Espejo, D., Pérez, J., Rodriguez, J., & Rojas, D. et al. (2019). *DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UNA AERONAVE TIPO STOL* (pp. 1-51). Bogotá: Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Roskam, J. (1985). *Airplane Design VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements*. DARcorporation.
- Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons.
- Torenbeek, E. & Wittenberg, H. (2009). *History of aviation. Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes*, 1-46.
- Torres S, Rojas D (2019). *ANÁLISIS COMPUTACIONAL DE UNA AERONAVE CATEGORÍA COMMUTER*. Bogotá: Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Vouvakos, X., Kallinderis, Y., & Menounou, P. (2010). Preliminary design correlations for twin civil turboprops and comparison with jet aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 82(2), 126-133.



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente..













# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente.